Copia P.N.A

17

CONTRATO ENTRE

CONSTRUCCIONES AERONAUTICAS, S.A.
Y
PREFECTURA NAVAL ARGENTINA
PARA LA VENTA DE
DOS AVIONES C-212 VERSION TRANSPORTE
Y
TRES AVIONES C-212
VERSION PATRULLA MARITIMA

16



INDICE

Cláusula	Titulo	Página
1	OBJETO DEL CONTRATO	2
2	PROGRAMAS DE ENTREGA DE SUMINISTROS	9
3	ENTREGA DE DOCUMENTACION TECNICA	14
4	CURSOS DE ENTRENAMIENTO Y ASISTENCIA TECNICA	19
5	PRECIOS	28
6	PAGOS	31
7	IMPUESTOS	38
8	GARANTIA	39
9	RETRASOS, FUERZA MAYOR, RESCISION	47
10	MODIFICACIONES	55
11	CERTIFICACION DEL AVION	59
12	VUELOS DE PRUEBA	61
13	TITULO DE PROPIEDAD Y RIESGO DE PERDIDA O DAÑOS	63
14	ENTRADA EN VIGOR, TEXTO Y VALIDEZ DEL CONTRATO	64
15	CESION	67
16	LICENCIAS DE IMPORTACION Y EXPORTACION	68
17	LEY APLICABLE Y ARBITRAJE	69
18	RENUNCIAS	70
19	INDEPENDENCIA DE LAS PARTES	71
20	NOTIFICACIONES Y COMUNICACIONES	72
	PAGINA DE FIRMAS	73
	ANEXO I : ESPECIFICACION TECNICA TRANSPORTE	
	ANEXO II : ESPECIFICACION TECNICA PATRULLA MARITIMA	
	ANEXO III: CURSOS DE FAMILIARIZACION Y MANTENIMIENTO	
	ANEXO IV : MODELOS DE CERTIFICADOS Y CARTA AUTORIZACION	

M.D.
16

C. No. C-212-P.N.A.-ARG.-87/219



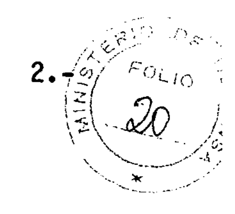
Venta de Cinco (5) aviones C-212 "AVIOCAR" y servicios varios.

En Buenos Aires, a los 9 días de Febrero de mil novecientos ochenta y ocho, reunidos, en la Sede Social de la PREFECTURA NAVAL ARGENTINA y asistiendo el señor Prefecto Nacional Naval, Prefecto General D.Juan Eduardo Mosqueda, en representación de LA PREFECTURA NAVAL ARGENTINA (en lo sucesivo denominado el COMPRADOR), como representante debidamente autorizado para actuar en nombre del COMPRADOR, y el Ingeniero D.Javier Casas, en representación de CONSTRUCCIONES AERONAUTICAS, S.A. (en lo sucesivo denominada CASA), como representante debidamente autorizado para actuar en nombre de CASA; los representantes arriba mencionados declaran que tales autorizaciones para firmar este contrato no les han sido revocadas.

CASA es una empresa industrial, organizada y constituída con arreglo a la ley española, dedicada, entre otras actividades, al proyecto y fabricación de aviones, estando inscrita en el Registro Mercantil de Madrid (España), Volumen 139, Folio 36, Página 4813, fecha de inscripción 27 de Marzo de 1923, con domicilio social en la calle del Rey Francisco 4, Madrid (28008), España.

Ambas partes se reconocen mutuamente competencia y capacidad para suscribir este contrato, de acuerdo con las siguientes cláusulas y condiciones.

M.D.
16



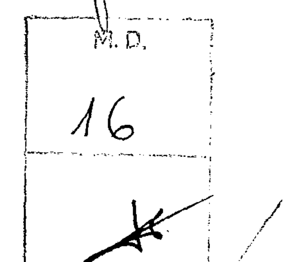
CLAUSULA 1.- OBJETO DEL CONTRATO

a) CASA fabricará, venderá y entregará al COMPRADOR y éste acuerda comprar y recibir de CASA:

a.1) Dos (2) aviones C-212 "AVIOCAR" Versión Transporte, que serán fabricados de conformidad con los términos de este Contrato, con arreglo a las características contenidas en la ESPECIFICACION TECNICA DEL AVION C-212 para LA PREFECTURA NAVAL ARGENTINA adjunta e incorporada a este documento contractual como Anexo I.

Todas las opciones standard indicadas en el Apéndice II del Anexo I, deben de ser incorporadas al avión definido en este párrafo y vendido de conformidad con este Contrato.

a.2) Tres (3) aviones C-212 "AVIOCAR" Versión Patrulla Marítima, que serán fabricados de conformidad con los términos de este Contrato, con arreglo a las características contenidas en la ESPECIFICACION TECNICA DEL AVION C-212 para LA PREFECTURA NAVAL ARGENTINA adjunta e incorporada a este documento contractual como Anexo II.



Todas las opciones standard indicadas en el Apéndice II del

MINISTERIO DE ... FOLIO 21

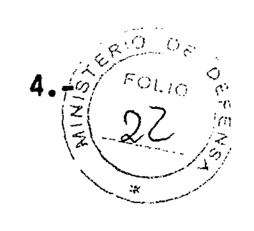
Anexo II, deben de ser incorporadas al avión definido en este párrafo y vendido de conformidad con este Contrato.

Los aviones objeto de este Contrato serán pintados según se indica en la Especificación Técnica correspondiente y de mutuo acuerdo entre las partes. El COMPRADOR proporcionará a CASA un esquema de pintura indicando el emplazamiento de las marcas, emblemas, zonas de color, etc. tres(3) meses antes de la fecha de entrega del primero de los aviones de cada versión.

b) CASA proporcionará, venderá y entregará al COMPRADOR y éste acuerda comprar y recibir de CASA un paquete de repuestos y equipo de tierra según lista a establecer de mutuo acuerdo por las partes. CASA presentará al COMPRADOR una lista de repuestos recomendados, dentro de los 45 días siguientes a la firma de este Contrato. El COMPRADOR definirá dentro del plazo de los 90 días siguientes a la firma de este Contrato, el primer Lote de repuestos y equipo de tierra a suministrar por CASA, por un monto de al menos el 40 por ciento del precio indicado en el párrafo b, Cláusula 5 "PRECIOS" de este Contrato.

M.D. 16

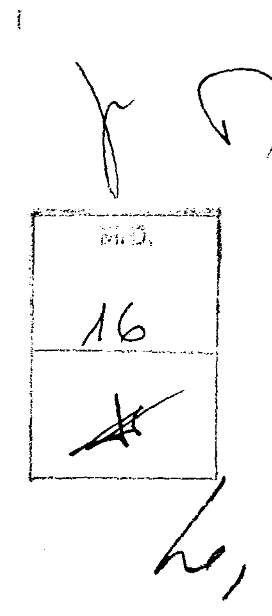
Al término de 7 meses desde la entrega al COMPRADOR del primer avión versión transporte, el COMPRADOR habrá definido repuestos y equipo de tierra a suministrar por CASA, por un monto de al menos



el 75 por ciento del precio indicado en el párrafo b), Cláusula 5 "PRECIOS" de este Contrato.

A los treinta días de la entrega al COMPRADOR del primer avión versión Patrulla Marítima, el COMPRADOR habrá definido repuestos y equipo de tierra por un monto de al menos el 90 por ciento del precio indicado en el párrafo b), Cláusula 5 "PRECIOS" de este Contrato.

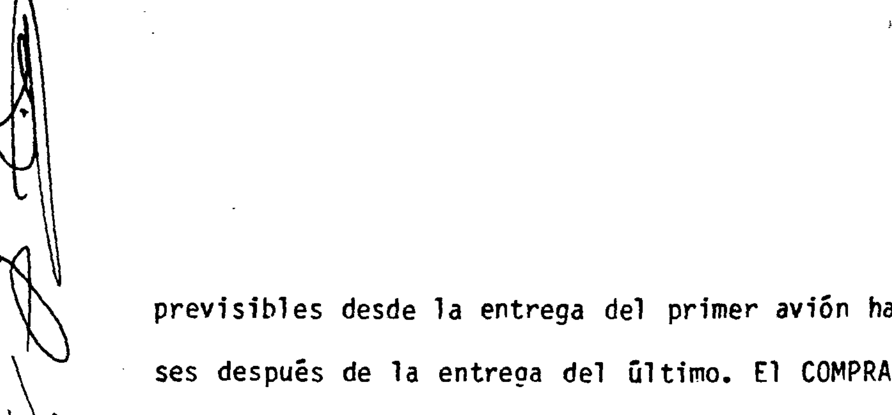
El COMPRADOR puede reservar un fondo de hasta un 10 por ciento del importe total de repuestos de este Contrato, para cubrir necesidades de repuestos no previstas y que se derivan de la operación específica de los aviones, así como peticiones AOG (Aircraft on Ground), dentro de los plazos de entrega de este Contrato y de validez del Crédito Comprador.



El COMPRADOR tomará las medidas oportunas, recabando el asesoramiento de CASA, si lo estimara conveniente, para que la definición de repuestos dentro de los plazos y porcentajes mínimos establecidos anteriormente, no implique que los elementos cuyos plazos de entrega sean dilatados sean definidos en fechas que hagan incompatible su suministro con el período de validez del Crédito Comprador.

El importe de repuestos y equipo de tierra definido en el párrafo b) de la Cláusula 5 "PRECIOS" está basado en los requerimientos

MINISTERIO DE DEFENSA FOLIO 23



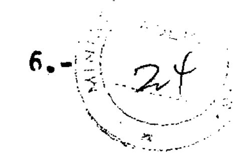
previsibles desde la entrega del primer avión hasta doce (12) meses después de la entrega del último. El COMPRADOR se reserva el derecho de cubrir las futuras necesidades a través de una Opción de Compra de repuestos y otros servicios por un importe de CUATRO MILLONES DE DOLARES U.S.A., la cual podrá ser ejercida durante el plazo de validez de este Contrato y gobernada a través del correspondiente Acuerdo Suplementario, tal como se define en la Cláusula 10 "MODIFICACIONES".

c) CASA proporcionará y entregará al COMPRADOR y éste se compromete a aceptar de CASA la información técnica definida en la Cláusula 3 "ENTREGA DE DOCUMENTACION TECNICA". La entrega de esta Documentación Técnica no requerirá pagos adicionales por el COMPRADOR a CASA, exceptuando los que se produzcan como consecuencia de lo establecido en la mencionada Cláusula 3.

d) CASA proporcionará al COMPRADOR y éste se compromete a aceptar de CASA un Curso de Familiarización para pilotos según se define en la Cláusula 4 "CURSOS DE ENTRENAMIENTO Y ASISTENCIA TECNICA", siendo el precio de este Curso el indicado en la Cláusula 5 "PRECIOS" de este Contrato.

16

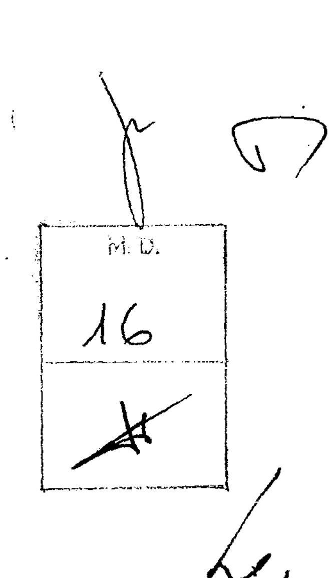
e) CASA proporcionará al COMPRADOR servicios de ayuda Técnica para transporte en vuelo ferry de los aviones C-212, a entregar bajo es

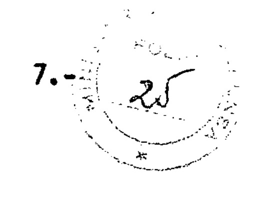


te Contrato al COMPRADOR, desde el Aeropuerto de San Pablo, Sevilla (ESPAÑA) hasta el Aeropuerto de EZEIZA, Buenos Aires (ARGENTINA) despuēs de que cada avion haya sido recepcionado y aceptado por el COMPRADOR en las instalaciones de CASA en Sevilla. Por tanto el transporte en vuelo ferry de los aviones se realizarā despuēs de que el tītulo de propiedad y riesgo haya sido transferido al COMPRADOR de acuerdo con la Clāusula 13 "TITULO DE PROPIEDAD Y RIESGO DE PERDIDA O DAÑOS" de este Contrato.

Los servicios de ayuda Tēcnica que CASA darā y cuyos gastos soportarā de acuerdo a este pārrafo e) para la realizaciōn del vuelo ferry, serān los correspondientes a:

- Montaje sobre aviōn y prēstamo del kit ferry.
- Asistencia tēcnica de un piloto de CASA.
- Gestionar el seguro del aviōn para el vuelo ferry hasta Buenos Aires (ARGENTINA) y hacerse cargo del pago de la correspondiente prima; siendo la cobertura del Seguro de Casco igual al valor de venta y el de responsabilidad civil frente a terceros hasta (U.S. $ 20,000,000.oo).
- Soportar los gastos de combustible, tasas de Aeropuertos y otros impuestos de los paīses en trānsito y los gastos de alojamiento y manutenciōn de los tripulantes argentinos y españoles. Serā por cuenta del COMPRADOR el desmontaje, embalaje y envīo (PORTE DEBIDO) del Kit del Ferry hasta Sevilla (España).

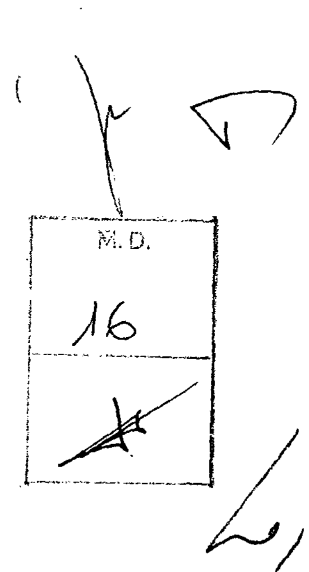




- Asistencia Técnica de un mecánico de CASA.
- Soportar los gastos de transporte del kit ferry desde Buenos Aires (ARGENTINA) hasta Sevilla (ESPAÑA).

f) CASA proporcionará al COMPRADOR, y este se compromete a recibir de CASA, la asistencia técnica en ARGENTINA de un representante técnico de CASA, especialista en mantenimiento de aviones C-212, conforme a lo indicado a continuación:

f.1) Durante un período de dos (2) meses contados a partir de la fecha de entrega del primer avión Versión Transporte, la Asistencia Técnica será sin cargo para el COMPRADOR.

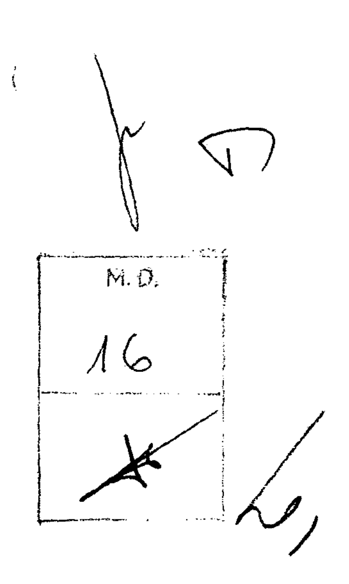


f.2) Durante un período de veintidos (22) meses a los precios indicados en el párrafo f) Cláusula 5 "PRECIOS" de este Contrato. La prestación de la Asistencia Técnica indicada en este subpárrafo f.2) podrá efectuarse a elección del COMPRADOR, de forma continuada o por períodos alternos de una duración no inferior a seis (6) meses; y en cualquier caso toda esta Asistencia Técnica deberá ser prestada antes de finalizar agosto de 1990.

Esta Asistencia Técnica se dará en las condiciones indicadas en el párrafo b) Cláusula 4 de este Contrato y será prestada

en la Base Principal de Operación de los aviones en Buenos Aires (ARGENTINA). A requerimiento del COMPRADOR podrá efectuar asistencia de aeronaves en el interior de la Argentina y en estos casos serán por cuenta del COMPRADOR los gastos de traslado, alojamiento y comida, como se especifica en el subpárrafo b.3 de la Cláusula 4.

g) CASA proporcionará al COMPRADOR, y éste se compromete a aceptar de CASA un Curso de Mantenimiento para ingenieros y mecánicos de tierra según se define en la Cláusula 4 "CURSOS DE ENTRENAMIENTO Y ASISTENCIA TECNICA" siendo el precio de este curso el indicado en la Cláusula 5 "PRECIOS" de este Contrato.



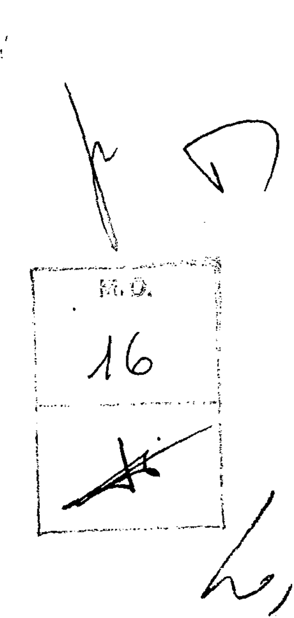
27

CLAUSULA 2.- PROGRAMAS DE ENTREGAS DE SUMINISTROS

a) Los aviones vendidos mediante este Contrato serán entregados al COMPRADOR en el estado de terminación que se establece en la Especificación Técnica correspondiente, en condiciones de vuelo y con todos sus equipos operativos, pero con los depósitos de combustible y aceite vacíos, y el COMPRADOR acepta tales entregas en condiciones "EX-WORKS" (Incoterms 1953) en el Aeropuerto de San Pablo, Sevilla (España), o en cualquier otro Aeropuerto que de mutuo acuerdo designen ambas partes. Los aviones serán debidamente despachados para la exportación en la Aduana Española por CASA y serán entregados de acuerdo con el siguiente programa:

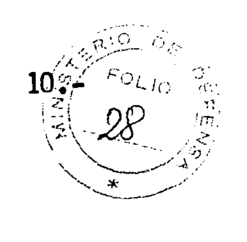
- Primer Avión (Versión Transporte): Dentro de los seis (6) meses de la fecha de entrada en vigor de este Contrato.

- Segundo Avión (Versión Transporte): Dentro de los siete (7) meses de la fecha de entrada en vigor de este Contrato.



- Tercer Avión (Versión Patrulla Marítima): Dentro de los dieciocho (18) meses de la fecha de entrada en vigor de este Contrato.

- Cuarto Avión (Versión Patrulla Marítima): Dentro de los diecinueve (19) meses de la fecha de entrada en vigor de este Contrato.



- Quinto Avión (Versión Patrulla Marítima): Dentro de los veinte (20) meses de la fecha de entrada en vigor de este Contrato.

El mes de agosto no se considera hábil a efectos de entregas ni tampoco para determinar el programa de entregas anteriormente mencionado.

La fecha de entrada en vigor de este Contrato queda definida en el párrafo e), Cláusula 14 de este Contrato.

b) La entrega de los repuestos y equipos de tierra indicados en el párrafo b) de la Cláusula 1 se efectuará, y el COMPRADOR así lo aceptó, FOB Puerto español de acceso corriente a los buques de Elma (Valencia-Barcelona-Bilbao- Cádiz). Dichos suministros serán embalados, acondicionados para su transporte marítimo, salvo razones de urgencia del COMPRADOR en cuyo caso podrán ser acondicionados para transporte aéreo y su entrega FOB Aeropuerto Internacional de Sevilla. Las fechas de entrega del equipo de tierra y repuestos se acordarán entre ambas partes, teniendo en cuenta la puesta en operación de los aviones; en cualquier caso quedarán totalmente entregados dentro de los doce (12) meses siguientes a la entrega del último avión de este Contrato, siempre y cuando los plazos de entrega de cada uno de los repuestos definidos de acuerdo al calendario indicado en el párrafo b) Cláusula 1 "OBJETO DEL CONTRATO" sean compatibles con dicho plazo de doce (12) meses. Al término de dicho plazo de entrega o antes si el COMPRADOR lo esti-

M. D.
16

ma necesario, éste podrá ejercer la Opción de Compra mencionada en el párrafo b) de la Cláusula 1.

c) La documentación Técnica definida en el párrafo a) de la Cláusula 3 será entregada al COMPRADOR como se indica a continuación:

- Manual de Vuelo, Manual de Pesos y Centrados y Manuales de Equipos de Aviónica: tres (3) de cada uno de ellos a la entrega del primer avión, de cada una de las Versiones (Transporte y Patrulla Marítima). Los restantes ejemplares de estos Manuales serán suministrados a la entrega de cada uno de los siguientes aviones.

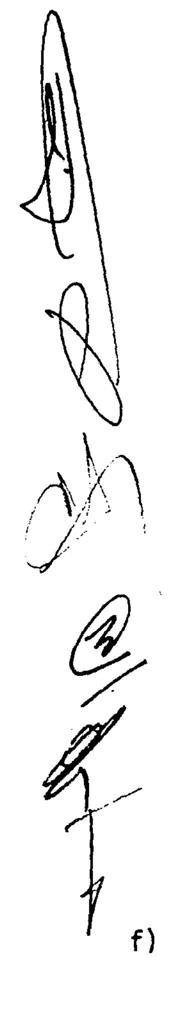
- Los restantes Manuales relacionados en la Cláusula 3 serán suministrados a la entrega del primer avión.

d) El Curso de Familiarización para las tripulaciones de vuelo, y el Curso de Mantenimiento de Mecánicos, tal y como se definen en la Cláusula 4 "CURSOS DE ENTRENAMIENTO Y ASISTENCIA TECNICA" y en el Anexo III se programarán de mutuo acuerdo entre ambas partes, tomando como base el cronograma incluído en la Sección II de dicho Anexo III.

M.D. 16

e) En el caso de que CASA notificase al COMPRADOR con veinte (20) días de antelación por medio de telex o carta indicando que algún

30



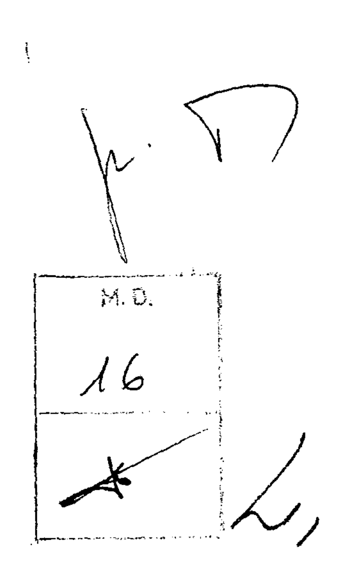
suministro objeto de este Contrato se encuentra preparado para su entrega y ésta se retrasara por culpa del COMPRADOR, al no efectuar la retirada del mencionado suministro, el COMPRADOR deberá reembolsar a CASA, inmediatamente, todos los costos y gastos en que haya incurrido, incluyendo, sin carácter limitativo, una cantidad adecuada en concepto de almacenaje, seguro, impuestos, preservación, protección, etc., gastos que deberá justificar CASA convenientemente y que habrán de ser resultantes del retraso en la retirada del suministro a que acaba de aludirse.

f) Se notificará al COMPRADOR por escrito, con veinte (20) días de antelación la fecha y lugar en las que vayan a llevarse a cabo la aceptación de los aviones objeto de este Contrato. Si el COMPRADOR se abstuviera de participar en la aceptación de los aviones o si el COMPRADOR o su representante no compareciesen en el lugar y fecha establecida por CASA para la aceptación, CASA estará facultada para efectuar la aceptación de los aviones por sí misma. En este caso, el COMPRADOR será notificado por escrito por CASA, tan pronto como la aceptación se haya cumplimentado de forma satisfactoria. Como consecuencia de tal notificación, los aviones se considerarán aceptados por el COMPRADOR. Si la aceptación no diera lugar a razón legítima de reclamación, el COMPRADOR enviará a CASA una declaración de conformidad (certificado de aceptación) en un plazo de dos (2) semanas a contar desde el momento en que la acep-

M.D.
16



tación fue realizada por CASA y comunicada al COMPRADOR. Si el COMPRADOR no enviara el certificado de aceptación en el mencionado plazo de dos (2) semanas, los aviones se considerarán aceptados por el COMPRADOR y, CASA tendrá derecho al percibo de los pagos de la forma establecida en el párrafo b), Cláusula 6 "PAGOS" de este Contrato.



32

CLAUSULA 3.- ENTREGA DE DOCUMENTACION TECNICA

a) CASA entregará, sin cargo adicional para el COMPRADOR, la información técnica de operación y mantenimiento que a continuación se relaciona, en las condiciones y cantidades que asimismo se indica. Todos los Manuales citados a continuación se entregarán en idioma español.

		Versión Transp. Cdad.	Versión P.Marit. Cdad.
a.1	Manual de Vuelo	5	6
a.2	Manual de Pesos y Centrado	5	6
a.3	Manual de Mantenimiento (incluye Requisitos de Inspección, Capitulo 5)	8	-
a.4	Manual de Diagrama de Cableado	3	-
a.5	Manual de Reparaciones Estructurales	3	-
a.6	Catálogo Ilustrado de Piezas	3	-
a.7	Manual de Ensayos no Destructivos	3	-
a.8	Manual de Herramientas y Equipo	3	-
a.9	Manual de Mantenimiento Componentes CASA	3	-
a.10	Lista de Publicaciones Aplicables (L.A.P.)	3	-

M.D.
16

Los manuales indicados en los apartados desde a.3 hasta a.10,

ambos incluídos, son comunes a las Versiones Transporte y Patrulla Marítima. Las posibles diferencias se reflejarán, en su caso, a través de las correspondientes indicaciones sobre aplicabilidad de los distintos capítulos, secciones, etc.

Si el COMPRADOR solicitara copias adicionales a las antes señaladas, CASA las facturará a precios previamente acordados con el COMPRADOR.

Los Manuales relacionados en a.3, a.4, a.6 y a.8 se entregarán en formato ATA 100.

Los Manuales relacionados en a.1, a.2, a.5, a.7, a.8, a.9 y a.10 se entregarán al COMPRADOR inicialmente en su edición definitiva. Los otros tres manuales relacionados en a.3, a.4, y a.6 se entregarán al COMPRADOR inicialmente con algunos capítulos (páginas amarillas) establecidos de forma provisional; tales capítulos serán revisados y entregados al COMPRADOR en su edición definitiva, dentro de los tres (3) meses siguientes a la entrega del primer avión de cada una de las versiones (Transporte y Patrulla Marítima), objeto de este Contrato. No obstante, los manuales que se entreguen inicialmente en forma provisional, contendrán información suficiente para la operación y mantenimiento de los aviones objeto de este Contrato.

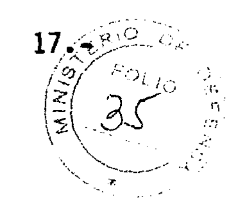
b) CASA suministrará, sin cargo adicional para el COMPRADOR, manuales de operación de motores, accesorios y equipos no fabricados por CASA, de acuerdo a la Lista de Publicaciones aplicables (a.10 anterior, L.A.P.):

En cuanto a los motores y equipos de aviónica y sus componentes se entregarán los manuales correspondientes en las cantidades abajo indicadas:

b.1) Motores

	Versión Transp. Cdad.	Versión P.Marit. Cdad.
- Engine Maintenance Manual	8	-
- Engine Illustrated Parts Catalogue	8	-
- Engine Service Manual	8	-
b.2) Manuales de Equipos de Aviónica	3	3

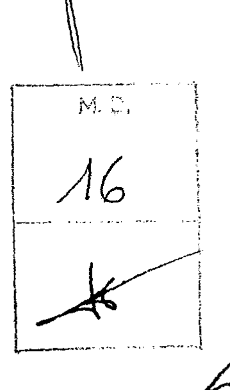
En cuanto a los restantes accesorios y equipos, será entregado un juego de manuales de cada equipo de los relacionados en la L.A.P.



Si el COMPRADOR solicitara copias adicionales a las antes indicadas, CASA las facturará a precios previamente acordados con el COMPRADOR.

c) Si el COMPRADOR deseara disponer de publicaciones más detalladas a las mencionadas en el párrafo b) de esta Cláusula acerca de los sistemas, equipos, accesorios o elementos no fabricados por CASA, esta tomará las medidas oportunas para la adquisición de las mismas, cargando su importe al COMPRADOR, en el que se incluirán todos los gastos producidos como consecuencia de la obtención de las publicaciones en cuestión.

d) A partir de la fecha de entrega del último avión y durante cinco (5) años contados desde dicha fecha de entrega, CASA facilitará al COMPRADOR sin cargo alguno, las revisiones y/o modificaciones que se publiquen de la documentación técnica citada en el párrafo a) anterior.



Una vez transcurrido el mencionado plazo de cinco (5) años, y a solicitud del COMPRADOR, CASA continuará facilitando las revisiones aplicables en los términos y condiciones que ambas partes acuerden, cargando al COMPRADOR los costos standard en que CASA incurra como consecuencia de este tipo de suministro.

36

e) CASA acuerda facilitar al COMPRADOR la información contenida en todos los Boletines de Servicio aplicables al avión C-212, que puedan afectar a los aviones del COMPRADOR, durante su tiempo de servicio en vuelo.

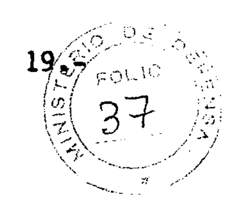
Nota:

La relación completa de las Publicaciones Técnicas que CASA entregará al COMPRADOR sin cargo adicional, de acuerdo con esta Cláusula 3, se detalla en la Lista de Publicaciones Aplicables (LAP) citada en dicha cláusula y que se proporcionará asímismo al COMPRADOR. La LAP es una relación de aquéllas publicaciones de operación, mantenimiento y reparación que permiten, a juicio de CASA y de los fabricantes de los diversos equipos, y de acuerdo con su experiencia, llevar a cabo tales funciones en el avión, sus accesorios y equipos.

En particular, se enumeran de forma explícita en los apartados a) y b) de esta Cláusula 3, las publicaciones más significativas de las incluidas en la LAP relacionadas con la operación y mantenimiento del avión, sus motores y equipos de aviónica.

M. D.

16



CLAUSULA 4.- CURSOS DE ENTRENAMIENTO Y ASISTENCIA TECNICA

CASA proporcionará al COMPRADOR servicios de entrenamiento y ayuda técnica que a continuación se establece:

a) Cursos de Entrenamiento

a.1) Curso de Familiarización para Tripulaciones de Vuelo

De conformidad con los términos de este Contrato, CASA dará en sus instalaciones un Curso de Familiarización para diez (10) pilotos. Dicho Curso constará de una fese de entrenamiento en tierra (FASE A) y dos fases de entrenamiento en vuelo (FASES B.1 y B.2). La duración, contenido y programa de realización de este Curso está especificado en el Anexo III de este Contrato. Asimismo, en dicho Anexo III está detallado el soporte y ayuda a dar por CASA al personal del COMPRADOR que asista a dicho curso.

Para estos cursos, el COMPRADOR designará pilotos con experiencia y calificación en el vuelo de aviones similares al C-212. CASA proporcionará el piloto instructor, con la información teórica y conocimientos que se estimen adecuados para lograr el máximo rendimiento durante las clases de

vuelo. El curso proporcionará a los pilotos del COMPRADOR conocimiento de la filosofía de proyecto del avión, descripción y funcionamiento de sus sistemas y operaciones en tierra y en vuelo en todas las posibles condiciones. Este Curso de Familiarización se dará sobre avión(es) cuyo título de propiedad y riesgo ya hubiera sido transferido al COMPRADOR.

Independientemente de lo indicado antes, el avión(es) que se utilicen para dicho Curso de Familiarización estará asegurado por CASA, a su propio cargo, aunque el título de propiedad y riesgo haya sido transferido previamente al COMPRADOR. La póliza de seguros cubrirá tanto los riesgos en tierra como en vuelo, pero solamente durante el período de tiempo en que sea impartido el Curso de Familiarización, siendo la cobertura del seguro de casco de CUATROCIENTOSMILLONES DE PESETAS (400.000.000 Pta.) y el de responsabilidad civil frente a terceros de hasta TRES MIL QUINIENTOS MILLONES DE PESETAS (3.500.000.000 Pta.).

M.D.
16

a.2) <u>Curso de Mantenimiento para Ingenieros y Mecánicos de Tierra y de Vuelo</u>

De conformidad con los términos de este Contrato, CASA dará en sus instalaciones un (1) Curso de Mantenimiento para

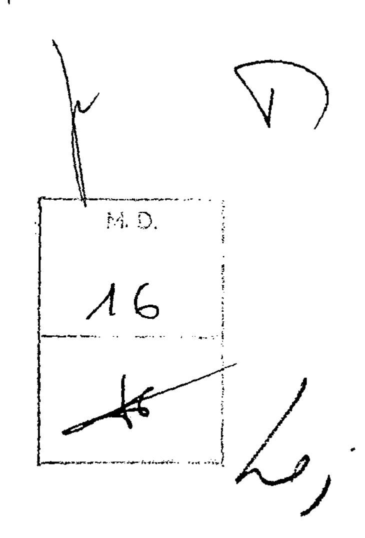
39

dos (2) ingenieros y diez y ocho (18) mecánicos (Tierra y Vuelo). Este Curso se dividirá en un Curso Básico para ingenieros y Mecánicos de Mantenimiento y de Vuelo, y posteriormente Cursos de Especialización para cada una de las especialidades, asimismo, dos (2) ingenieros y cuatro (4) mecánicos de Mantenimiento y dos (2) mecánicos de Vuelo recibirán un curso especifico para la Versión Patrulla Marítima. Estos cursos se enuncian a continuación. En el Anexo III de este Contrato, está especificado el detalle de los mismos en cuanto a contenido, programa de realización y duración de tales Cursos.

a.2.1) Curso Básico de Ingenieros, Mecánicos de Mantenimiento y de Vuelo

Este Curso Básico constará de dos fases: FASE A (Grupo motopropulsor y Sistemas de avión) y FASE B (Sistema eléctrico, instrumentos y aviónica).

- FASE A: A esta fase asistirán dos (2) ingenieros, ocho (8) mecánicos de vuelo y seis (6) mecánicos de mantenimiento como participantes activos y cuatro (4) mecánicos como participantes oyentes.

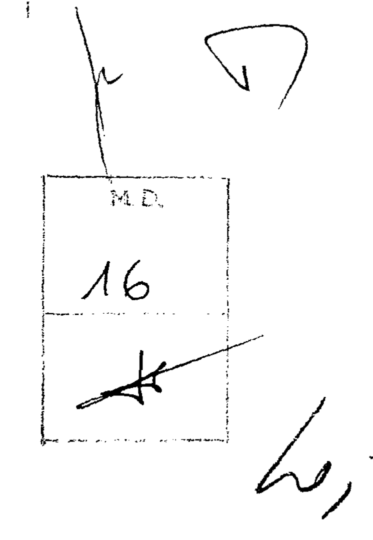


- FASE B: A esta fase asistirán dos (2) ingenieros, ocho (8) mecánicos de vuelo y cuatro (4) mecánicos de mantenimiento como participantes activos y cuatro (4) mecánicos de manteniemiento como participantes oyentes. Esta fase se iniciará inmediatamente después de iniciada la FASE A.

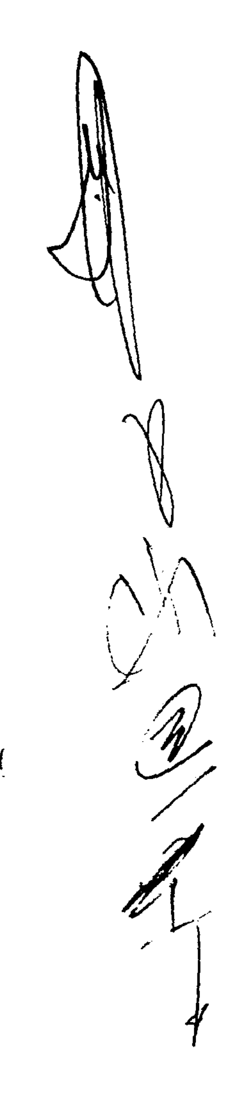
a.2.2) Curso de Especialización de Mecánicos de Vuelo

Al terminar el Curso Básico, los ocho (8) mecánicos de vuelo recibirán el curso de especialización que consistirá fundamentalmente en la participación de las tareas necesarias para la operación en vuelo de los aviones.

a.2.3) Curso de Especialización de Mecánicos de Mantenimiento



Al terminar la fase correspondiente del Curso Básico, cada grupo de mecánicos, según especialidades (motoristas/helicistas, montadores, electricistas y electrónicos), recibirán su correspondiente curso de especialización, que se efectuará mediante formación "on the job training" (OJT) en diferentes Factorías

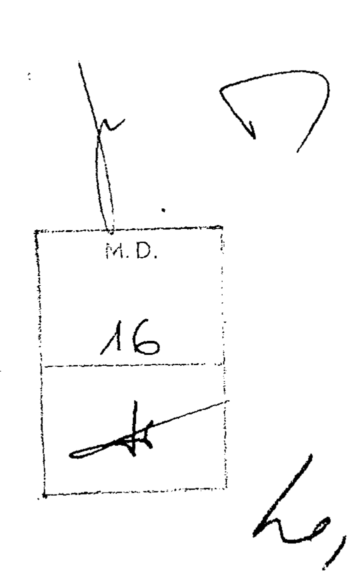


de CASA.

a.2.4) Cursos especificos para Versión Patrulla Marítima

Una vez efectuada la aceptación del primer avión Versión Patrulla Marítima, dos (2) ingenieros, cuatro (4) mecánicos de mantenimiento (electricistas y electrónicos) y dos (2) mecánicos de vuelo recibirán dos cursos para familiarizar a dicho personal con los sistemas y equipos especificos de los aviones Versión Patrulla Marítima, como se define en el Anexo III, Sección II, párrafo 5.

NOTAS.-

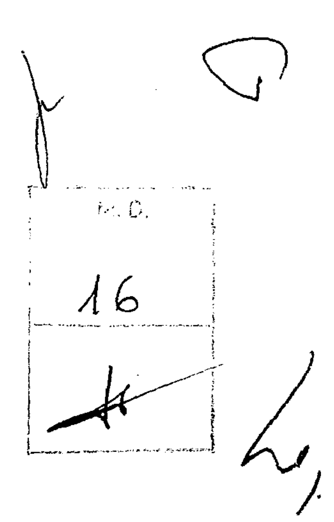


1.- Serán responsabilidad, y por tanto a cargo del COMPRADOR, los seguros del personal que asista a los cursos de Entrenamiento establecidos en el apartado a) precedente, incluyendo los riesgos en vuelo y en tierra, tanto en concepto de daños (incluyendo heridas o muerte) al personal del COMPRADOR como la responsabilidad con respecto a terceros, mientras dicho personal se encuentre asistiendo a los Cursos de Entrenamiento establecidos en el apartado a) precedente.

2.- Con arreglo a lo dispuesto en este Contrato, CASA proporcionará las instalaciones y el personal docente requerido para la ejecución del entrenamiento y asimismo proporcionará al personal del COMPRADOR, el transporte apropiado desde su lugar de alojamiento hasta las instalaciones donde se lleven a cabo los Cursos de Entrenamiento y regreso, todos los días laborables.

3.- Serán por cuenta de CASA, los gastos de viaje, alojamiento y manutención del personal del COMPRADOR que asista a los Cursos de Entrenamiento antes indicados, conforme a lo establecido en la Sección del Anexo III a este Contrato.

4.- CASA proporcionará en fábrica al COMPRADOR una oficina para asiento y trabajo de los dos (2) ingenieros que se mencionan en el párrafo a.2., cursos de Mantenimiento por todo el tiempo de permanencia de los representantes del COMPRADOR en fábrica. Los gastos de funcionamiento de dicha oficina serán por cuenta del COMPRADOR.



b) Asistencia Técnica

CASA proporcionará al COMPRADOR Asistencia Técnica de conformidad con el apartado f) de la Cláusula 1 de este Contrato, y el COMPRADOR acepta recibir esta Asistencia Técnica como se expresa en dicho apartado f) y también bajo las condiciones que se estipulan en este mismo apartado b).

Situación del personal de CASA desplazado a ARGENTINA para prestación de Asistencia Técnica.

b.1) El COMPRADOR acuerda asistir al personal de CASA en casos de enfermedad y accidente; asumiendo, el COMPRADOR, las siguientes responsabilidades:

- Primeros auxilios en el lugar de la enfermedad o accidente por un médico y el transporte a un hospital, si fuera necesario.

- En caso de enfermedad grave que exija el regreso a España, o en caso de fallecimiento del mecánico de CASA que estuviese acompañado de su familia, el COMPRADOR se ocuparía de gestionar el regreso a España del enfermo o fallecido y de sus familiares.

M.E.
16

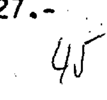
b.2) El COMPRADOR ayudará al personal de CASA en la búsqueda y obtención de viviendas de alquiler amuebladas, si fuera necesario.

b.3) El COMPRADOR se hará cargo de todos los gastos de transporte, alojamiento y manutención del mecánico de CASA, en que se incurra por la prestación de Servicios de Asistencia Técnica a prestar bajo este Contrato fuera de la Base Principal de operación definida en el párrafo f) de la Cláusula 1 y siempre que tales servicios hayan sido solicitados y/o autorizados por el COMPRADOR.

b.4) Con objeto de que CASA pueda dar cumplimiento a sus obligaciones bajo la presente Cláusula, el COMPRADOR facilitará al representante de CASA las autorizaciones que puedan necesitarse para el cumplimiento de este Contrato por parte de CASA y de su personal, y asimismo los certificados requeridos para el regreso definitivo de los representantes de CASA.

M.D.
16

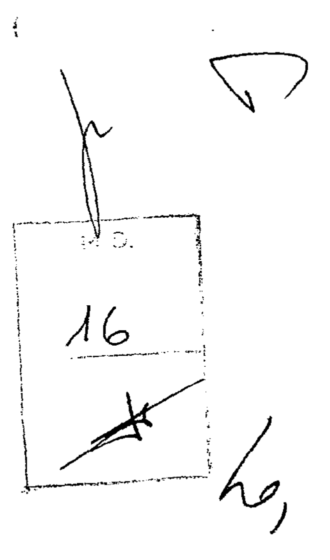
b.5) El COMPRADOR dejará exento de responsabilidad tanto a CASA como a su personal de todas las reclamaciones o demandas relacionadas con la prestación de la Asistencia Técnica mencionada en este Contrato, siempre y cuando estas recla-



maciones o demandas no se deban a actos u omisiones voluntarias o culpables del personal de CASA.

b.6) Todo el personal técnico de CASA que sea desplazado al país del COMPRADOR para cumplir con el presente servicio de Asistencia Técnica, será siempre considerado como empleado de CASA.

Por tanto serán de cuenta y cargo de CASA todos los gastos que provoque su propio personal, tales como gastos de pasaje de salida y regreso a España, sueldos y todo otro beneficio laboral, social, impuestos, gastos de alojamiento, manutención y transporte en el país del COMPRADOR, gastos médicos, etc, con la excepción de los gastos en que se incurra como consecuencia de lo establecido en los subpárrafos b.3) y b.4) anteriores.



CLAUSULA 5.- PRECIOS

El precio de cada una de las partidas definidas en la Cláusula 1 "OBJETO DEL CONTRATO" serán los que a continuación se indican. Estos precios sólo podrán variarse mediante un documento de cambio de precios aceptado por CASA y por el COMPRADOR, con arreglo a la Cláusula 'MODIFICACIONES" de este Contrato. Tales documentos y demás estipulaciones por escrito recibirán la denominación de Acuerdos Suplementarios al Contrato, debiendo adjuntarse, numerarse e incorporarse a este Contrato.

a) Aviones

a.1.) Cada avión C-212 "AVIOCAR" Versión Transporte, según está definido en el párrafo a.1.), Cláusula 1 de este Contrato, a un precio unitario de TRES MILLONES SEISCIENTOS SESENTA Y OCHO MIL SEISCIENTOS DOLARES U.S.A. (U.S. $ 3,668,600).

a.2.) Cada avión C-212 "AVIOCAR" Versión Patrulla Marítima, según está definido en el párrafo a.2.), Cláusula 1 de este Contrato, a un precio unitario de CINCO MILLONES DOSCIENTOS SETENTA MIL SEISCIENTOS DOLARES U.S.A. (U.S. $ 5,270,600).

M.D.
16

En este precio no está incluída la instalación del faro de búsqueda y el faro propiamente dicho; para tal concepto se esta-

47

blece una provisión de fondos de 80,000 Dólares U.S.A. por avión a fin de cubrir el precio de dicho concepto. El precio final de la citada instalación (incluído el faro) se fijará cuando se determine el equipo a instalar.

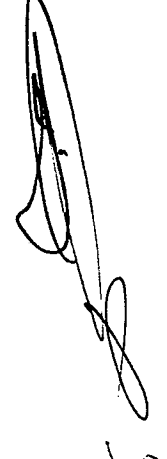
b) Un paquete de repuestos y equipo de tierra de acuerdo con lo indicado en el párrafo b), Cláusula 1 de este Contrato, a un precio total de CUATRO MILLONES DE DOLARES U.S.A. (U.S. $ 4,000,000). Los precios unitarios de la lista de repuestos mencionada en el párrafo b), Cláusula 1, deberán incluir todos los gastos de embalaje y portes hasta el lugar de entrega, según se define en el párrafo b) de la Cláusula 2.

c) La entrega por CASA al COMPRADOR de la documentación técnica estipulada en la Cláusula 3, no implicará pago alguno por el COMPRADOR, a excepción de lo previsto en la citada Cláusula 3.

d) El Curso de Familiarización para pilotos, de acuerdo con lo establecido en la Cláusula 4, a un precio total de UN MILLON CIENTO SESENTA Y UN MIL SETECIENTOS SETENTA Y DOS DOLARES U.S.A. (U.S. $ 1,161,772).

M.D.
16

e) Ayuda Técnica para el transporte en vuelo ferry de los aviones, según párrafo e) de la Cláusula 1 a un precio unitario de:



e.1) Avión Versión Transporte: CIENTO OCHO MIL DOLARES U.S.A. (U.S. $ 108,000).

e.2) Avión Versión Patrulla Marítima: CIENTO TREINTA Y CINCO MIL DOLARES U.S.A. (U.S. $ 135,000).

f) Asistencia Técnica del Representante Técnico de CASA según el párrafo f) de la Cláusula 1:

f.1) Dos meses Asistencia Técnica: no implicará pago alguno por el COMPRADOR a CASA.

f.2) Veintidos (22) meses Asistencia Técnica a: TRECE MIL DOLARES U.S.A. (U.S. $ 13,000) mensuales; para períodos de Asistencia Técnica inferiores a un mes, el precio de dicha Asistencia Técnica será proporcional a dicho período y al precio mensual antes indicado.

g) El Curso de Mantenimiento para mecánicos según el párrafo g) de la Cláusula 1 a un precio de: SEISCIENTOS DIECIOCHO MIL TRESCIENTOS VEINTIOCHO DOLARES U.S.A. (U.S. $ 618,328).

M.D.
16



CLAUSULA 6.- PAGOS

El importe total de este contrato que asciende a TREINTA MILLONES SETENTA Y SEIS MIL CIEN DOLARES U.S.A. (US$ 30.076,100) y cuyo desglose figura en el párrafo e) de esta Cláusula 6, será pagado a CASA de la siguiente forma:

a) Pago Adelantado

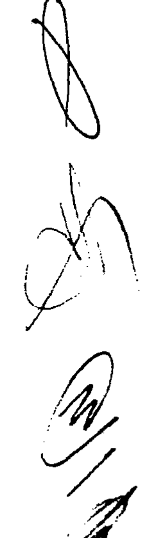
El comprador hará a CASA un pago adelantado del quince por ciento (15%) del importe total del Contrato, mediante un CREDITO COMERCIAL en condiciones de mercado a negociar y firmar entre el COMPRADOR y un banco español que se determine posteriormente.

b) Pagos Remanentes

El restante ochenta y cinco por ciento (85%) del importe total del contrato será pagado a CASA mediante un CREDITO COMPRADOR sujeto a las condiciones de la línea de crédito suscrita entre el Banco Nacional de Desarrollo y el Banco Exterior de España.

M.D.
16

El mencionado ACUERDO DE CREDITO COMPRADOR deberá ser acordado y firmado por el COMPRADOR y el Banco, dentro de los treinta (30) días siguientes a la firma de este Contrato; las condiciones para



su entrada en vigencia deben ser cumplidas por el COMPRADOR dentro de los quince (15) días siguientes a la firma de dicho Acuerdo. En dicho Acuerdo de Crédito estará establecido el permitir envíos y pagos parciales.

Todos los gastos, excluyendo la Póliza del Seguro de Crédito con la Compañía Española de Seguros de Créditos a la Exportación (CESCE) precisa para el CREDITO COMPRADOR, que resulten de la obtención, entrada en vigencia y cumplimiento del "Crédito Comercial" y del CREDITO COMPRADOR serán a cargo del COMPRADOR y pagados por éste directamente al Banco otorgante del Crédito.

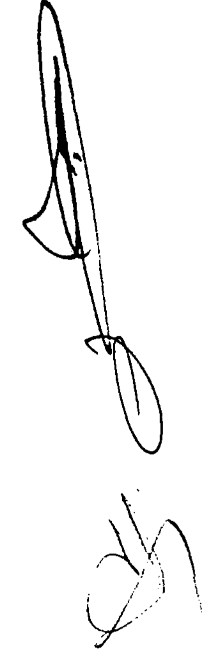
CASA asistirá al COMPRADOR en sus gestiones con el Banco, con objeto de ayudar al COMPRADOR en la obtención de los mencionados Créditos.

Este CREDITO COMPRADOR debe ser establecido de tal forma que CASA pueda cobrar el citado 85% como se indica a continuación:

b.1) <u>Pagos contra entregas</u>

El ochenta y cinco por ciento del importe de cada suministro/servicio será pagado a CASA contra presentación al Banco de la documentación de aceptación establecida, al reci-

16



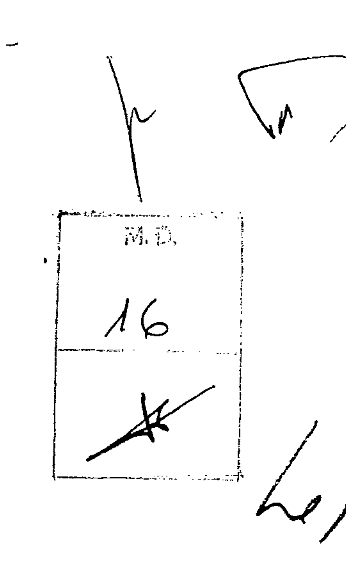
cibir los suministros/servicios en el lugar y condiciones establecidas en este contrato, o al concurrir las circunstancias establecidas en el párrafo f) de la Cláusula 2 de este Contrato.

La documentación de aceptación indicada antes consistirá en:

- Factura Comercial

- Aviso de Expedición, solamente en caso de entregas de aviones, repuestos y/o equipo de tierra

- Certificado de Aceptación (según modelo en Anexo IV), solo en caso de entregas de aviones, repuestos y/o equipo de tierra; este Certificado debe ser firmado por el COMPRADOR o por la persona(s) debidamente autorizada(s) para ello por el COMPRADOR. Para entregas de repuestos y/o equipo de tierra, este Certificado podrá ser sustituido por el "Air Way Bill (AWB), Bill of Lading, o certificado de entrega al transportista (Forwarder's Certificate of Receipt - "FCR").

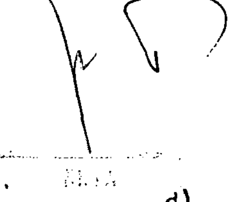


- Certificado de Servicios Prestados (según modelo en Anexo IV), solo en caso de prestación de Asistencia Técnica y/o Ayuda Técnica para el vuelo ferry, así como cursos de entrenamiento (familiarización y mantenimiento); este Certificado debe ser firmado por el COMPRADOR o por la persona(s) debidamente autorizada(s) para ello por el COMPRADOR.

c) Moneda de Pago

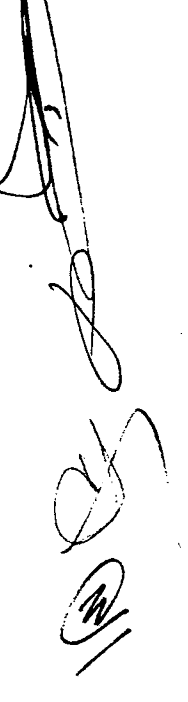
La moneda de pago de este Contrato será la del Dólar de los Estados Unidos de América.

El COMPRADOR declara y asegura dar cumplimiento a todas las normas en vigor sobre control y cambio exterior de divisas establecidas por el Gobierno de la República de Argentina, comprometiéndose asimismo, a obtener las autorizaciones necesarias que permitan al COMPRADOR la realización de los pagos en la forma y fechas más arriba estipuladas.



d) Devolución de Pagos Adelantados

Si el COMPRADOR o CASA decidieran la terminación de este Contrato de acuerdo con el contenido del párrafo e) de la Cláusula 9 "RE-



TRASOS", quedando, por consiguiente, cancelada la obligación de pago por el COMPRADOR de aquellos trabajos no cumplidos por CASA, ésta queda obligada a devolver el importe de los pagos adelantados recibidos, menos el valor de tales pagos aplicables a las partidas realmente entregadas por CASA al COMPRADOR, y conforme a lo establecido en el antes citado párrafo e) de la Cláusula 9 "RETRASOS" de este Contrato.

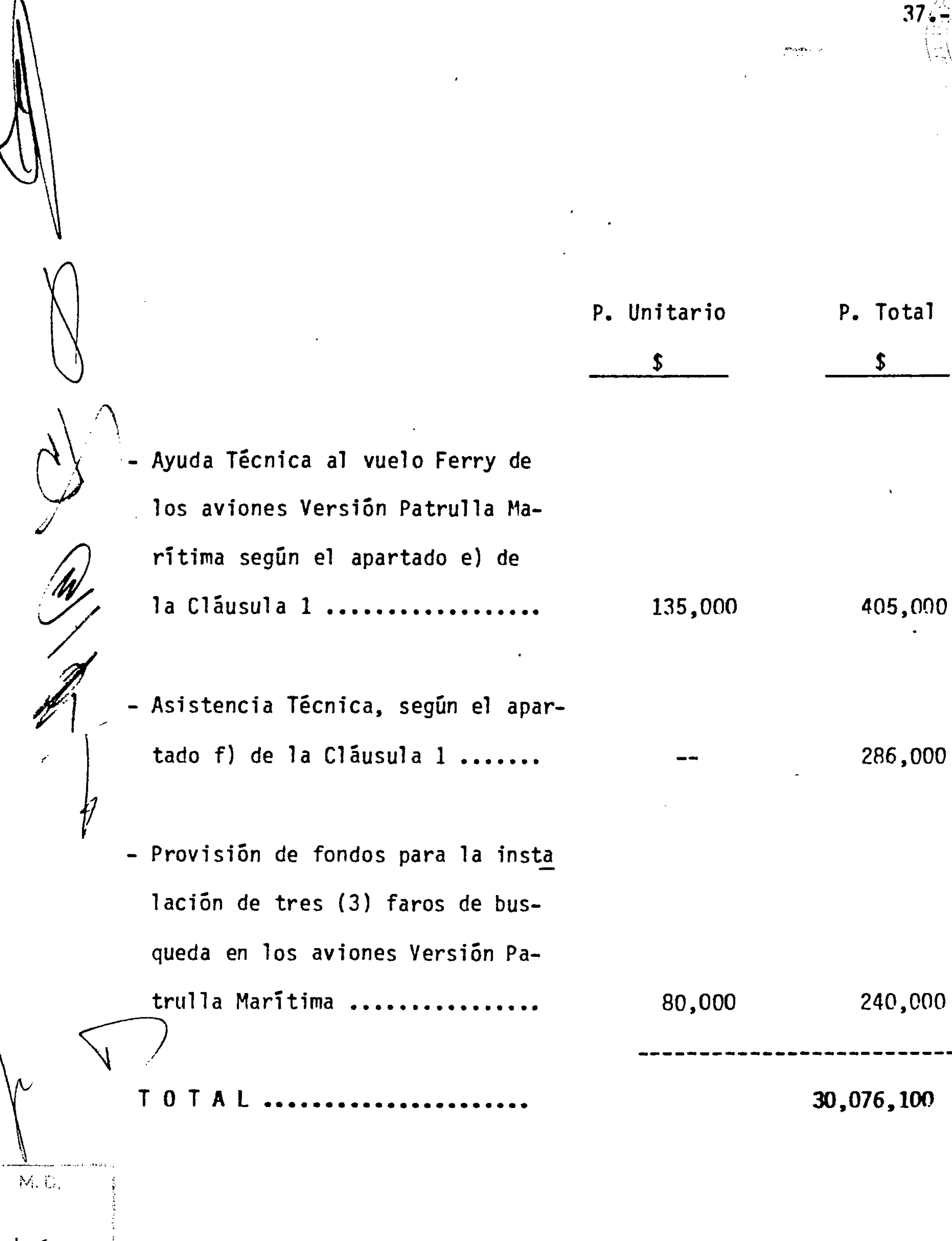
e) Importe Total del Contrato

El importe total del presente Contrato se desglosa de la siguiente forma:

	P. Unitario $	P. Total $
- Dos (2) aviones C-212 Versión Transporte, según el apartado a.1) de la Cláusula 1	3,668,600	7,337,200
- Tres (3) aviones C-212 Versión Patrulla Marítima, según el apartado a.2) de la Cláusula 1	5,270,600	15,811,800

	P. Unitario $	P. Total $
- Un paquete de Repuestos y A.G.E., según el apartado b) de la Cláusula 1	--	4,000,000
- Documentación Técnica según apartado c), Cláusula 1	SIN CARGO	
- Curso de Familiarización según apartado d), Cláusula 1	--	1,161,772
- Curso de Mantenimiento para Ingenieros y mecánicos, según el apartado g) de la Claúsula 1	--	618,328
- Ayuda Técnica al vuelo Ferry de los aviones Versión Transporte, según el apartado e) de la Cláusula 1	108,000	216,000

55



	P. Unitario $	P. Total $
- Ayuda Técnica al vuelo Ferry de los aviones Versión Patrulla Marítima según el apartado e) de la Cláusula 1	135,000	405,000
- Asistencia Técnica, según el apartado f) de la Cláusula 1	--	286,000
- Provisión de fondos para la instalación de tres (3) faros de busqueda en los aviones Versión Patrulla Marítima	80,000	240,000
T O T A L		30,076,100

M.D.
16



CLAUSULA 7.- IMPUESTOS

a) Los precios de los suministros bajo este Contrato han sido establecidos sin incluir cantidad alguna para el pago de impuestos fuera de España.

b) Todos los impuestos, tasas y derechos, de cualquier clase, que sean exigidos por las autoridades correspondientes en relación con el presente Contrato y su ejecución, tanto en el territorio Español como en los territorios de los países subcontratistas de CASA, serán de cargo y cuenta de CASA, quien tomará todas las medidas al efecto, con excepción de aquellos impuestos, tasas o derechos que se deriven de la obtención y ejecución de la financiación tal como se especifica en la Cláusula 6 de este Contrato.

c) Todos los impuestos, tasas y derechos, de cualquier clase, que sean exigidos por las autoridades correspondientes en relación con el presente Contrato y su Ejecución, tanto en el territorio de los países de tránsito en transporte de los suministros como en el territorio del país del COMPRADOR, serán de cargo y cuenta del COMPRADOR, quien tomará todas las medidas al efecto, con excepción de aquellos impuestos, tasas o derecho derivados de la ejecución del vuelo ferry de los aviones tal como se especifica en el párrafo e) de la Cláusula 1 de este Contrato.

M. D.

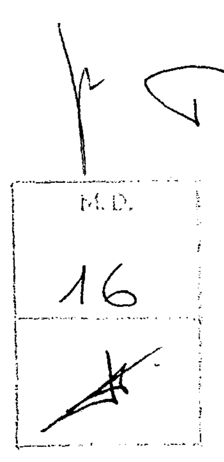
16

CLAUSULA 8.- GARANTIAS

8.1.- GARANTIA TECNICA

a) CASA garantiza que el avión, y cada uno de sus accesorios, equipos y repuestos iniciales estarán de acuerdo con los planos de proyecto de CASA y con las especificaciones aplicables de materiales, estando, asimismo, exentos de defectos en el proyecto, mano de obra y materiales, con arreglo al desarrollo de la tecnología en el momento del proyecto de los mismos.

Esta garantía no será aplicable a los accesorios, equipo o piezas compradas por CASA, para los cuales CASA garantiza que: (a) Tales elementos han sido instalados por CASA de conformidad con las instrucciones de los fabricantes de los mismos, no quedando por tanto invalidadas las garantias otorgadas a CASA por los respectivos subcontratistas; (b) La mano de obra incorporada para la instalación de tales elementos está libre de defectos; (c) Los elementos comprados por CASA y manufacturados con arreglo al proyecto de CASA estarán exentos de defectos en proyecto, mano de obra y materiales, con arreglo al desarrollo de la tecnología en el momento del proyecto de los mismos.



b) CASA garantiza durante un plazo de doce (12) meses o trescientas

(300) horas de vuelo contados(as) desde la fecha de aceptación de los aviones u otro suministro,según lo que antes se cumpla, la corrección o reparación de todos los defectos (o sustitución de la pieza defectuosa, en su caso) imputables a la mano de obra o materiales en aquellos elementos fabricados bajo proyecto de CASA, reparando o sustituyendo, a su propia opción, los elementos defectuosos y, en caso de sustitución, cambiándolos por otros similares exentos de defectos, quedando los elementos sustituidos en poder de CASA. El COMPRADOR deberá enviar a CASA informes detallados acerca de los defectos a cubrir por esta garantía dentro del plazo de validez de la misma y también dentro de los treinta (30) días siguientes a la fecha en que dicho defecto se haya detectado. En el caso de defectos de proyecto, tales defectos deben ser evidentes o demostrables ante CASA, debiendo el COMPRADOR notificarlo a CASA antes de transcurridos doce (12) meses desde la entrega del avión, accesorio, equipo o pieza de repuesto defectuoso dentro de los treinta (30) días siguientes a la realización de la inspección por el COMPRADOR, en la cual se haya detectado el defecto de proyecto.

La extensión de la responsabilidad de CASA bajo esta Cláusula, en cuanto a defectos de proyecto, queda limitada a la corrección de dicho proyecto y a proporcionar al COMPRADOR en forma gratuita todas las piezas, accesorios y equipos necesarios para reparar o

16



sustituir los elementos defectuosos, siendo la instalación por cuenta del COMPRADOR y el transporte de estos elementos por cuenta del VENDEDOR. Todas las piezas sustituídas quedarán en posesión de CASA. Después de transcurrido el mencionado período de doce (12) meses, la responsabilidad de CASA quedará limitada a proporcionar toda la información técnica necesaria para la corrección de los defectos observados pudiendo CASA suministrar los "kits" de reparación apropiados tras llegar a un acuerdo con el COMPRADOR sobre las condiciones de tal suministro.

Todos los estudios de proyecto realizados por CASA como consecuencia de esta garantía serán por su propia cuenta y CASA hará todos los esfuerzos razonables para que el avión, accesorios o equipos afectados no permanezcan fuera de servicios más tiempo del necesario.

c) La garantía con arreglo a los párrafos a) y b) anteriores cubre, con carácter limitativo, la corrección de los defectos observados, quedando a opción de CASA su reparación, corrección o sustitución de los elementos defectuosos enviados por el COMPRADOR a las instalaciones de CASA o a cualquier otro lugar establecido por CASA con el asentimiento del COMPRADOR, siendo tal envío por cuenta y riesgo de éste y libre de toda obligación, costo de seguro o de cualquier otro costo para CASA. Asimismo, los costos incurridos en

M. D.
16

el desmontaje o reinstalación, junto con los de devolución de los elementos reparados o sustituídos, serán por cuenta del COMPRADOR; excepto en el caso de defectos de proyecto en el que los gastos de transporte serán por cuenta del VENDEDOR. Las piezas sustituidas quedarán en posesión de CASA. El COMPRADOR remitirá un informe de discrepancias detallado con cada pieza de material defectuoso.

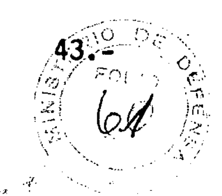
d) Para aquellas piezas, accesorios y equipo no fabricados por CASA, además de la garantía de instalación comprendida en el apartado a) de esta Cláusula, CASA transmitirá cualquier queja o reclamación a los respectivos fabricantes, exigiendo la cumplimentación de las garantías obtenidas de los mismos y previamente transmitidas al COMPRADOR.

Cualquier garantía otorgada a CASA por los subcontratistas, será transferida por CASA al COMPRADOR.

e) CASA garantiza que todas las piezas de repuesto inicial, en el momento de la entrega al COMPRADOR, estarán exentas de defectos en mano de obra y materiales y que cada pieza de repuesto que, después de entregada, difiera en su proyecto de la instalada inicialmente, estará libre de defectos de proyecto con arreglo al estado de desarrollo de la tecnología en el momento de dicho proyecto.

Para aquellas piezas que no hubieran sido proyectadas por CASA, se

M.D.
16



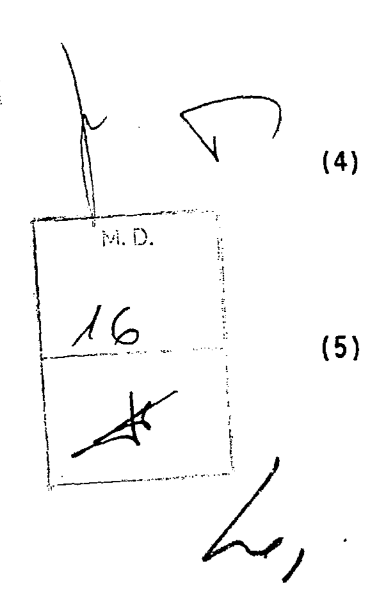
aplicará la garantía del párrafo d) de la presente Cláusula.

f) La garantía otorgada por CASA en los párrafos de a) hasta e) anteriores no será aplicable en ninguno de los siguientes casos:

(1) Cuando el mantenimiento de los aviones, accesorios o equipo no se haya llevado a cabo de conformidad con las directrices de mantenimiento de CASA o con las prácticas aeronáuticas generalmente aceptadas, para aquello que no esté explícitamente indicado en las citadas directrices de CASA.

(2) Cuando se hayan instalado piezas diferentes a las recomendadas por CASA en sus catálogos de piezas.

(3) Cuando no se hayan presentado los correspondientes informes detallados acerca de los defectos.



(4) Cuando el fallo o defecto haya sido consecuencia de un desgaste normal, mal trato o negligencia en el uso.

(5) Cuando el avión, equipos o accesorios hayan sido empleados en competiciones, experimentación o intentos para batir una marca, excediendo con ello sus límites de operación o funcionamiento o contraviniendo las directrices de los manuales técnicos.

62

(6) Cuando el avión, accesorios o equipo hayan sido, parcial o totalmente, modificados sin autorización de CASA, o cuando los accesorios o el equipo difieran de los previstos o recomendados por el fabricante.

(7) Averías, defectos, daños o destrucción ocasionados por casos de "fuerza mayor", indicados en el punto b.2 de la Cláusula 9, ocurridos después de la entrega del avión al COMPRADOR.

g) La garantía técnica prevista en la presente Cláusula y consecuentemente, las obligaciones y responsabilidades de CASA bajo la misma son exclusivas y sustituyen (y así lo acepta el COMPRADOR) a cualesquiera otras compensaciones, garantías, obligaciones o responsabilidades, expresas o implícitas, impuestas por la ley o en otra forma cualquiera, incluyendo, sin carácter limitativo, aquellas consideradas como perjuicios por pérdida de las cualidades mercantiles o de idoneidad, lesión jurídica, desuso, pérdida de rentabilidad o beneficio, lucro cesante o daño emergente, etc., cuyas condiciones no podrán ser modificadas excepto mediante un Acuerdo escrito fechado y firmado en representación del COMPRADOR y de CASA por sus respectivos representantes debidamente autorizados.

16

h) La garantía Técnica a que se refiere la presente Cláusula 8 solamente será aplicable al COMPRADOR primitivo, no pudiendo ser transferida ni cedida a terceros, a menos que tal transferencia sea autorizada expresamente y por escrito por CASA.

8.2.- GARANTIA DE SUMINISTRO DE REPUESTOS

i) CASA garantiza vender y entregar al COMPRADOR durante el tiempo de servicio en vuelo de los aviones objeto de este Contrato, todos los repuestos, componentes y partes de componentes originales de CASA o no y que conforman la aeronave básica, equipamiento standard y equipamiento opcional mencionado en este Contrato.

Esta garantía no será aplicable a aquellos componentes o partes que se conviertan en obsoletos o cuya producción por parte de los fabricantes originales haya cesado. En tales repuestos CASA garantiza que realizará los estudios necesarios para posibilitar la instalación de partes funcionalmente equivalentes, tras alcanzar un acuerdo económico con el COMPRADOR.

M.D.
16

8.3.- GARANTIAS ECONOMICAS

a) Garantía de devolución de anticipo

Simultáneamente al recibo por parte de CASA del pago anticipado

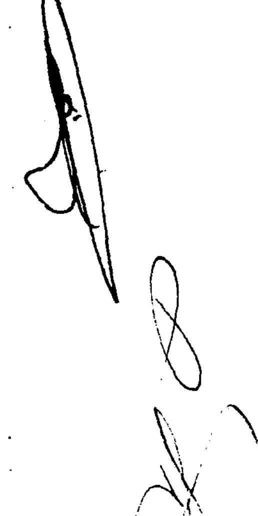
64

indicado en el párrafo a) de la cláusula 6 "PAGOS", CASA entregará al COMPRADOR una garantía bancaria por el importe de dicho pago anticipado, emitida por un Banco Español de primera línea. El valor de esta garantía se reducirá gradual y automáticamente en el quince por ciento (15%) del valor de los aviones u otros suministros recibidos por el COMPRADOR.

b) Garantía de fiel cumplimiento

CASA proporcionará al COMPRADOR, a la firma del Crédito COMPRADOR, una garantía bancaria del fiel cumplimiento, de un Banco Español de primera línea y por un importe del cinco por ciento (5%) del total de este contrato.

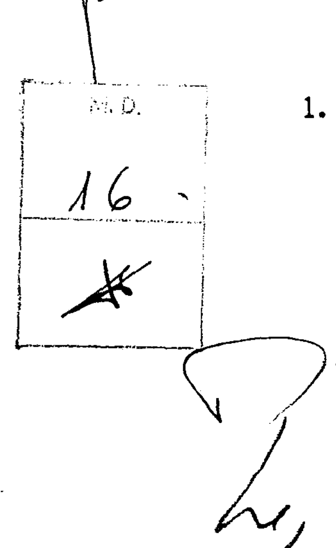
M.D.
16



CLAUSULA 9.- RETRASOS, FUERZA MAYOR, RESCISION

a) Cuando la falta de cumplimiento (total o parcial) de las obligaciones por parte de CASA, o cuando la actuación de la misma sea contraria a las estipulaciones del Contrato y resulten ser consecuencia de alguna (o varias) de las causas de "fuerza mayor", más adelante relacionadas, el plazo de entrega establecido en el Contrato se prolongará por un periodo de tiempo igual a la duración de las condiciones de "fuerza mayor", sin que se imponga a CASA por ello penalización alguna ni esté obligada a ningún gasto. Por su parte, CASA deberá presentar (dentro de los treinta (30) días siguientes al comienzo de las condiciones de "fuerza mayor"), documentación detallada sobre la naturaleza de los acontecimientos acaecidos, sus efectos sobre la capacidad de producción de CASA y la duración estimada de las citadas condiciones o causas de "fuerza mayor".

b) Se considerarán condiciones de "fuerza mayor" las siguientes:



1. Acontecimientos ocurridos en talleres, factorías o sus inmediaciones que impidan o afecten adversamente a la producción y entrega, como son las huelgas y conflictos laborales que ocasionen la suspensión, retraso o interrupción del trabajo, insurrecciones o motines, conmoción civil, guerra y movilización.

2. Actos de la Divina Providencia, movimientos sísmicos o accidentes graves, incendios, explosiones, inundaciones, acontecimientos extraordinarios de las fuerzas de la Naturaleza y condiciones climatológicas extraordinariamente anormales en los lugares de realización del trabajo, que impidan o afecten adversamente la producción.

3. Epidemias o restricciones por cuarentena, en los lugares anteriormente mencionados, que tengan como consecuencia limitaciones en el acceso o salida a tales lugares, restricciones de mano de obra o del transporte de materiales e impedimentos a la producción y entregas, o cualquier otra causa de esta naturaleza fuera del control de CASA y no imputable a culpa o neglicencia de CASA.

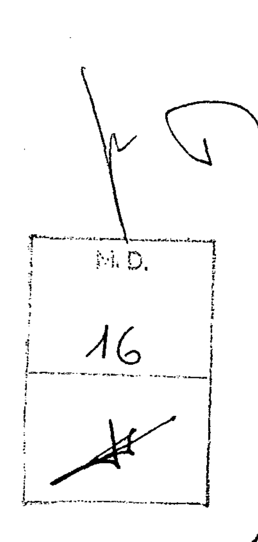
4. Retrasos en la salida de embarcaciones o de cualquier medio de transporte marítimo o aéreo cargado de materiales, debido a causas tales como encalladura, hundimiento, accidente de aviación, incendio, daños a consecuencia de las inclemencias del tiempo o retrasos en la llegada debido a accidentes ocurridos durante el transporte.

5. Retrasos ocasionados y aceptados formalmente como tales por

el COMPRADOR, o cualquier otro acto de un Gobierno cualquiera que implique embargo, disposiciones u órdenes oficiales sobre prioridades o asignación o que afecten en cualquier modo a los materiales, instalaciones industriales o aviones terminados.

6. Restricciones de energía que puedan obstaculizar gravemente la producción.

c) En el caso de que antes de su entrega final al COMPRADOR, un avión se perdiera, fuera destruido o dañado de tal forma que no pudiera repararse mediante sustitución de piezas dejándolo como nuevo y, por tanto no pudiera entregarse de acuerdo con el programa de entregas establecido en la Cláusula 2 "PROGRAMAS DE ENTREGAS DE SUMINISTROS", el tiempo razonablemente necesario para que CASA pueda conseguir otro avión en sustitución del deteriorado, se considerará como un retraso excusable; teniéndose presente, sin embargo, que en el caso de que el avión se perdiera, destruyera o dañara sin reparación posible, este Contrato se considerará finalizado en lo que a tal avión se refiere, a menos que el COMPRADOR notifique a CASA, dentro de los treinta (30) días siguientes desde la fecha de comunicación por CASA de tal pérdida, destrucción o daño sin posibilidad de reparación, que el COMPRADOR desea que CASA fabrique y le entregue, a la brevedad posible, compatible con su capa-



cidad de producción y con los demás compromisos contractuales, un (1) avión en sustitución del perdido, destruído o dañado sin posibilidad de reparación, debiendo, en este caso, ambas partes contratantes suscribir una Enmienda a este Contrato en la forma de un Acuerdo Suplementario,de conformidad con la Cláusula 10 "MODIFICACIONES" para formalizar la fecha de entrega del citado avión en sustitución del inutilizado.

La notificación de la pérdida, destrucción o daño del avión, de CASA al COMPRADOR, deberá hacerse dentro de los treinta (30) días siguientes a tal pérdida, destrucción o daño sin posibilidad de reparación, debiendo en la misma indicarse la fecha en que puede ser entregado el avión de sustitución. Se aplicarán todas las cláusulas y condiciones de este Contrato al nuevo avión de sustitución, como si se tratara del avión perdido, destruído o dañado.

d) Si en los supuestos del párrafo c) anterior, se optara por la finalización del Contrato en lo que se refiere al avión perdido, destruído o dañado sin posibilidad de reparación, CASA restituirá al COMPRADOR el precio que por dicho avión hubiese pagado a CASA por adelantado según la Cláusula 6 "PAGOS" de este Contrato, dentro de los treinta (30) días siguientes a la recepción por CASA de la notificación de finalización.

M. D.
16

e) Si la entrega de algún suministro objeto de este Contrato se retrasara debido a una cualquiera, o a varias, de las causas men-

69

cionadas en el párrafo a) y relacionadas en el párrafo b) de la presente Cláusula y supuesto que el retraso por causa de fuerza mayor de que se trate sea cuantificado por CASA en un período igual o superior a seis (6) meses contados desde la fecha contractual de entrega, ambas partes, de mutuo acuerdo, podrán dar por finalizado este Contrato, o bien establecer las nuevas condiciones para la entrega del/los suministro/s objeto del retraso de fuerza mayor.

Cada una de las partes, deberá informar a la otra, dentro de los treinta (30) días siguientes a la fecha de la notificación de CASA indicada en el párrafo a) de la presente Cláusula, de la opción por ella elegida, de dar por finalizado el Contrato o de establecer las nuevas condiciones. De no efectuarse por las partes la notificación señalada antes en este apartado, se entenderá como aceptado por ambas partes, el retraso en la entrega del suministro afectado por las causas de fuerza mayor y por tanto aplicables todas las Cláusulas y condiciones de este Contrato.

M. D.
16

Asimismo el COMPRADOR tendrá derecho a rescindir este Contrato respecto a los suministros retrasados de acuerdo a lo indicado en los párrafos a),b) y c) en el caso de que los nuevos plazos de entrega dados por CASA no fueran cumplidos. Esta rescisión podrá hacerse una vez transcurrido el plazo señalado en el párrafo g) de esta Cláusula. Finalizado el Contrato en lo que al suministro o suministros retrasados se refiere, ambas partes procederán a liquidarlo a ese respecto de común acuerdo, restituyendo CASA al



COMPRADOR el precio del suministro objeto de la finalización y que el COMPRADOR hubiere pagado por adelantado a CASA según la cláusula 6 "PAGOS" de este Contrato y dentro de los treinta (30) días siguientes a la recepción por CASA de la notificación de rescisión.

f) Penalización

Si la entrega de cualquier avión vendido bajo este Contrato, se retrasara en más de treinta (30) días naturales con respecto a las fechas de entrega mencionadas en la Cláusula 2 "PROGRAMAS DE ENTREGA DE SUMINISTROS", por causas no consideradas como de "fuerza mayor" o excusables en esta Cláusula 9 "RETRASOS", el COMPRADOR estará asistido del derecho a aplicar una penalización contra la / factura de CASA correspondiente al avión cuya entrega se hubiera retrasado, basada en la siguiente fórmula:

$$P = 0{,}5xVxDx1/1000$$

Siendo:

P = Importe de la penalización

V = Valor (precio) de avión.

D = Número de días laborables a contar después del trígesimo (30°) desde la fecha de entrega programada.

El valor total de P no podrá exceder, para cada avión retrasado, de SIETE por ciento (7%) del valor(precio) del avión retrasado.

M.D. 16



Las penalizaciones adeudadas por CASA al COMPRADOR, calculadas de acuerdo a lo mencionado anteriormente, serán acreditadas por CASA al "haber" del COMPRADOR, dentro de los treinta (30) días siguientes a la entrega del avión objeto del retraso, entendiéndose "haber" del COMPRADOR, la provisión para la adquisición del Conjunto de Repuestos y Equipo de Tierra establecida en el párrafo b) de la Cláusula 1· de este Contrato.

La entrega de repuestos y equipo de tierra, queda expresamente excluída de este párrafo "f" de penalización.

g) Rescisión

Si la entrega de cualquier material vendido bajo este Contrato, se retrasara en más de ciento setenta (170) días con respecto a las fechas de entregas mencionadas en la Cláusula 2 "PROGRAMAS DE ENTREGAS DE SUMINISTROS" por causas no consideradas como excusables en esta Cláusula 9 "RETRASOS" el COMPRADOR estará asistido del derecho a rescindir este Contrato en lo que respecta al material retrasado, quedando CASA obligada a devolver el importe del pago adelantado recibido aplicable al material objeto / del retraso y sujeto a la rescisión del COMPRADOR, dentro de - los treinta (30) días de la fecha de notificación de la rescisión.

M.D.
16

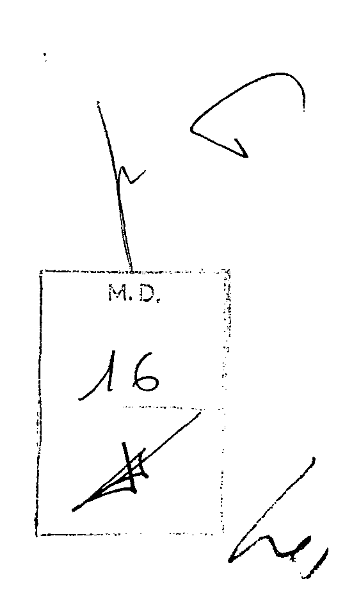
h) Cuando ocurra una demora en la entrega de la aeronave no atribuíble a causa de fuerza mayor o retraso excusable -párrafos a) y b), CASA asumirá los gastos de alojamiento y manutención de las

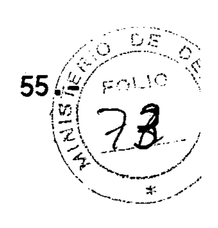
72

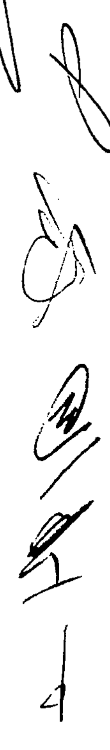


tripulaciones del COMPRADOR que deban trasladar la aeronave, reservándose el derecho de mantenerlas en España o reintegrarlas a Buenos Aires - Argentina - y luego entregar los pasajes de regreso a España para cuando se produzca la entrega de la/s aeronave/s demoradas.

i) Las disposiciones de finalización contenidas en esta Cláusula 9 sustituyen a cualesquiera otros derechos de finalización o anulación del Contrato, resultantes de la aplicación de la Ley en virtud de retrasos de cumplimentación de las obligaciones de CASA bajo este Contrato.



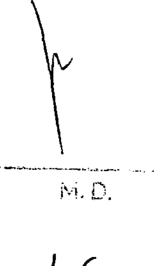




CLAUSULA 10.- MODIFICACIONES

La Especificación Técnica del avión C-212 y demás términos y condiciones de este Contrato pueden modificarse en cualquier momento mediante un Acuerdo Suplementario, siempre que este documento sea firmado por ambas partes contratantes. Las Modificaciones menores no precisarán sin embargo de Acuerdos Suplementarios y podrán ser introducidas como se describe en el párrafo a) de esta Cláusula. Los Acuerdos Suplementarios establecerán, con suficiente detalle, las especificaciones, términos o condiciones afectados, las modificaciones a introducir en los mismos y la repercusión si la hubiere, de tales modificaciones en el proyecto, actuaciones, peso, centrado, precio y plazo de entrega del avión en el caso de que resulten afectados estos conceptos. Todo Acuerdo Suplementario, o cualquier otro tipo de acuerdo, no tendrá carácter de obligatoriedad para ninguna de ambas partes hasta tanto no sea firmado en nombre del COMPRADOR y CASA por sus respectivos representantes debidamente autorizados.

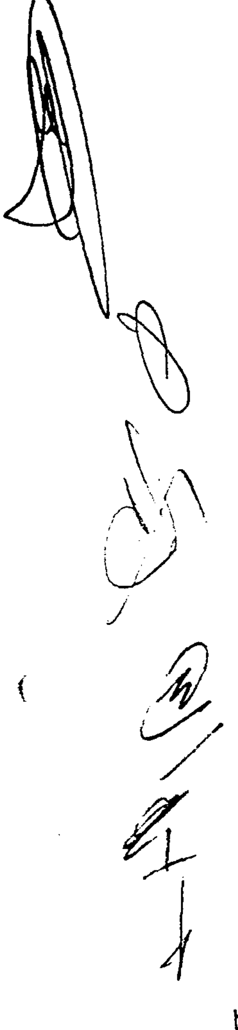
Para los efectos de esta Cláusula, las modificaciones que pueden ser incorporadas en los aviones se clasifican y son definidas a continuación:



a) Modificación Menor

Es aquella que no repercute sobre ninguno de los siguientes aspectos:

- Actuaciones, peso y centrado de la aeronave.
- Resistencia estructural, calidad de vuelo, operación y/o características.



- Reemplazabilidad de las piezas entre aviones, y
- Plazos de entrega y precios.

Estas modificaciones a los aviones, antes de su entrega al COMPRADOR, podrá efectuarlas CASA en cualquier momento durante la ejecución del Contrato, sin consulta previa al COMPRADOR, pero no obligará a CASA a introducirlas con carácter retroactivo en aviones ya entregados. Sin embargo, a petición del COMPRADOR y por cuenta de este, CASA proveerá de medios para la incorporación de estas modificaciones.

b) Modificación Mayor

Es aquella que repercute sobre al menos uno de los aspectos referidos en el párrafo a) precedente.

M.D. 16

Estas modificaciones deberán ser, en todo caso, notificadas por escrito al COMPRADOR indicando su naturaleza, efectos, mayor precio y variación en el plazo de entrega. Si dentro de diez (10) días naturales contados desde la fecha de notificación, el COMPRADOR no ha rechazado la propuesta de CASA, se entenderá aceptada dicha modificación y sus efectos. Si el COMPRADOR objeta la modificación dentro del plazo indicado, las partes procurarán acuerdo

directo respecto al problema. En caso de que la modificación propuesta por CASA no sea aceptada por el COMPRADOR se entiende que el Contrato sigue en los términos inicialmente acordados.

En cualquier caso, los retrasos derivados de la objeción del COMPRADOR, tendrá el efecto de prorrogar automáticamente el plazo de entrega establecido inicialmente en el Contrato por el mismo período de tiempo transcurrido desde la notificación de CASA hasta la obtención del acuerdo definitivo acerca de la modificación.

c) Modificación Obligatoria

Define toda modificación determinada por las Autoridades Españolas, cuya incorporación es esencial y obligatoria para evitar la colocación en indisponibilidad de vuelo del avión, por razones de seguridad operacional.

CASA incorporará estas modificaciones obligatorias en los aviones pendientes de entrega al COMPRADOR antes de la entrega de los mismos y los gastos que de ello se deriven correrán por cuenta de CASA.

M.D. 16

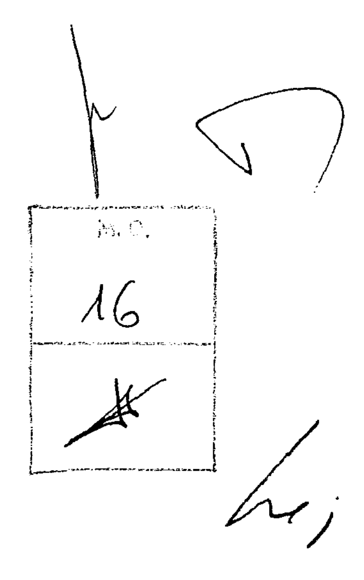
Las modificaciones obligatorias promulgadas después de la entrega de los aviones al COMPRADOR, serán incorporadas por éste a sus

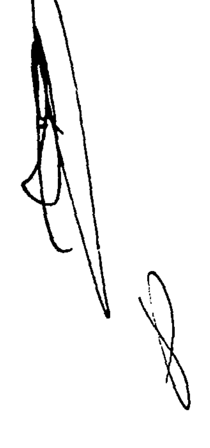
propias expensas, suministrando CASA los "kits" de modificación a cargo del COMPRADOR.

CASA no será responsable de la introducción de las modificaciones obligatorias en los elementos instalados en el avión, que no sean de diseño de CASA, siendo el costo de tales modificaciones obligatorias por cuenta del COMPRADOR.

Las modificaciones necesarias como consecuencia de la cumplimentación de normas y reglamentos dictados por las Autoridades Aeronáuticas del país del COMPRADOR podrán ser realizadas por CASA a expensas del COMPRADOR.

Si a consecuencia de la introducción de modificaciones obligatorias, la entrega de los aviones se retrasara; este retraso se considerará como excusable por ambas partes.





CLAUSULA 11.- CERTIFICACION DEL AVION

a) El avión C-212 "AVIOCAR" ha sido diseñado y fabricado conforme al Certificado de Tipo establecido por las Autoridades Aeronáuticas Españolas para este avión; a la entrega del primer avión, se dará al COMPRADOR una copia del citado Certificado de Tipo.

b) CASA y el COMPRADOR convienen en que el detalle de la fabricación de los grupos estructurales y piezas del avión C-212 "AVIOCAR" será inspeccionada por el Control de Calidad de CASA y en que una vez que cada avión se encuentre totalmente terminado de inspeccionar por los propios servicios de verificación de CASA, dicho avión será provisto del correspondiente certificado estableciendo que ha sido fabricado de conformidad con todas las normas, planos y especificaciones en vigor, como aplicables al avión C-212.

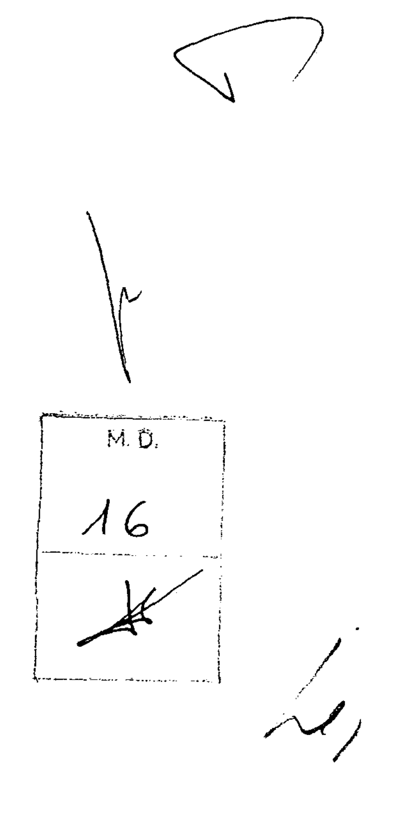
El COMPRADOR está de acuerdo en que la certificación provista será del mismo tipo y clase que la preparada para aviones similares en el Ejército del Aire Español.

M.D.
16

c) Si CASA se viera obligada a introducir cualquier cambio, adición o modificación, como consecuencia de una solicitud de cualquier organismo aeronáutico español con autoridad suficiente sobre este asunto, y la entrega de los aviones se retrasara por esta razón,

el retraso se considerará como excusable por ambas partes contratantes.

Si la modificación a incorporar lo fuera para cumplir los requisitos de certificación señalados en el párrafo a) anterior, CASA introducirá dicha modificación en los aviones pendientes de entrega, sin cargo alguno adicional para el COMPRADOR, pero si la modificación hubiera de cumplir necesariamente algún requisito impuesto por la Autoridad Gubernamental del país del COMPRADOR, que exceda de los requisitos establecidos por las Autoridades Aeronáuticas Españolas, el costo de tal modificación será objeto de un Acuerdo Suplementario conforme a lo dispuesto en la Cláusula 10 "MODIFICACIONES".



MINISTERIO DE DEFENSA
FOLIO
78



CLAUSULA 12.- VUELOS DE PRUEBA

a) Tras la aceptación de un avión en tierra por el Control de Calidad de CASA y después de su aceptación en vuelo por CASA, ese avión podrá ser sometido a vuelos de pruebas, (si así lo solicitara el COMPRADOR) de manera que dos (2) personas designadas por el COMPRADOR puedan comprobar como observadores el funcionamiento tanto del avión como de sus equipos e instalaciones. En principio, el tiempo total acumulado en estos vuelos demostrativos no excederá de dos (2) horas por avión y el número de estos vuelos será igual o inferior a tres (3).

b) Si por razones especiales (como, por ejemplo, por no disponer de otro avión), CASA se viera obligada a probar, en uno de los aviones pendientes de entrega al COMPRADOR, cualquier elemento o equipo, a solicitud del mismo, o a efectuar ensayos especiales en vuelo también a solicitud del COMPRADOR, éste aceptará, en el momento oportuno, la entrega del avión sin reclamar compensación alguna como resultado de depreciación o daños a consecuencia de las mencionadas pruebas, ensayos o experiencias especiales hechas bajo su solicitud.

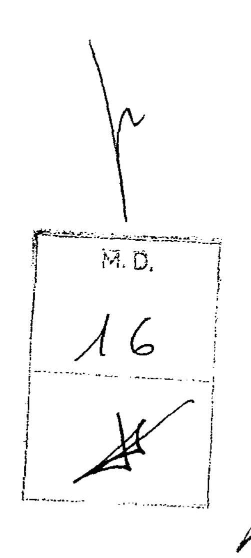
M.D.
16

c) CASA se compromete a proteger y dejar a salvo la responsabilidad del COMPRADOR y de sus observadores contra toda responsabilidad,

daños, pérdidas y sentencias o fallos judiciales relacionados con posibles daños a la propiedad, heridas o muerte de terceras personas, resultantes o relacionados con los vuelos realizados según está Cláusula antes de la entrega de los aviones.



d) El COMPRADOR se compromete a proteger y dejar a salvo la responsabilidad de CASA (y personal de la misma) contra toda responsabilidad, daños, pérdidas y sentencias o fallos judiciales relacionados con posibles pérdidas o daños de los objetos personales de los observadores del COMPRADOR; y así como de las heridas o muerte de los mismos, resultantes o relacionados con los vuelos realizados según esta Cláusula antes de la entrega de los aviones.



MINISTERIO DE ... FOL. 884

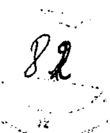
CLAUSULA 13.- TITULO DE PROPIEDAD Y RIESGO DE PERDIDA O DAÑOS

a) Tanto el título de propiedad como el riesgo de pérdida o daños del avión o suministro se transferirá de CASA al COMPRADOR en el momento de la aceptación de las mercancías en el lugar de entrega "EX-WORKS". La aceptación se producirá: (i) al firmarse el certificado de aceptación por la persona o personas debidamente autorizadas por el COMPRADOR para tal formalidad de aceptación, o (ii) al concurrir las circunstancias descritas en el párrafo f) Cláusula 2 "PROGRAMAS DE ENTREGA DE SUMINISTROS" de este Contrato, como en dicho párrafo está expresado.

b) Tras el pago definitivo de cada suministro, CASA entregará al COMPRADOR una factura de venta, transfiriendo el título de propiedad libre de todo tipo de gravámenes, reclamaciones, cargas y obligaciones de cualquier clase.

c) El título de propiedad será aceptado en nombre del COMPRADOR por un representante del mismo que hará constar su calidad de tal, presentando a CASA la correspondiente autorización conforme al modelo incluído en el Anexo IV a este Contrato. Si se produjera una delegación de esta función, el COMPRADOR notificará inmediatamente a CASA y a los Bancos que intervengan en la operación acerca de la identificación del representante (o representantes) debidamente autorizados.

16



CLAUSULA 14.- ENTRADA EN VIGOR, TEXTO Y VALIDEZ DEL CONTRATO

a) El presente Contrato ha sido redactado en Lengua Española, habiéndose preparado dos (2) ejemplares del mísmo y estando también en español los documentos anexos a él. Cada uno de los dos ejemplares será debidamente firmado por las partes, conservando cada parte un ejemplar en su poder.

b) Todos los anexos a este Contrato quedan incorporados al mísmo, pero en caso de conflicto o contradicción entre el contenido de los anexos y el del Contrato, prevalecerán los términos y condiciones de este último.

c) El presente Contrato y los anexos al mísmo constituyen el acuerdo total y completo entre ambas partes. Todas las modificaciones o enmiendas serán hechas por escrito, debiendo ser numeradas, identificadas, aprobadas y firmadas por ambas partes para que tengan poder de obligar a las partes.

d) Si cualquier disposición de este Contrato o de sus anexos quedara invalidada, las demás disposiciones no serán afectadas por tal invalidación, quedando todas ellas en vigor. Ambas partes contratan-

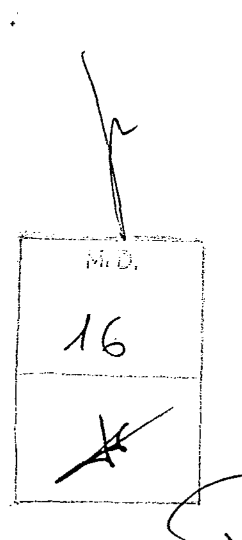
M.D.
16

83

tes acuerdan, en tal caso, sustituir las disposiciones invalidadas por otras válidas, semejantes a las sustituidas, en lo que respecta a los aspectos técnico, económico y legal. Por la presente, ambas partes, renuncian a cualquier reclamación en concepto de daños mutuos que pudieran resultar de dicha invalidación.

e) La entrada en vigor de este Contrato, a todos sus efectos y con el fin de establecer las fechas de entrega de los aviones y suministros adquiridos, se producirá al día siguiente de que se hayan cumplido todas las condiciones siguientes:

1) Comunicación del COMPRADOR a CASA de la aprobación del Contrato por parte de las autoridades Argentinas.
2) Comunicación de CASA al COMPRADOR de la aprobación del Contrato por parte de las Autoridades Españolas.
3) Recepción por CASA del pago adelantado según lo establecido en el párrafo a) de la Cláusula 6.
4) Recepción por el COMPRADOR de las garantías económicas constituídas a su favor por CASA y mencionados en la cláusula 8.
5) Entrada en vigor del Crédito Comprador.



Si las condiciones mencionadas anteriormente no fueran cumplidas dentro de los sesenta (60) días desde la firma de este Contrato, o un plazo mayor que las partes puedan acordar por escrito, cualquiera de las partes podrá dar por cancelado el mismo, bastando la mera notificación a la otra parte de que el Contrado queda nulo, caducado y sin ningún efecto.

89

f) Si por cualquier circunstancia terminara la obligación del Banco de realizar pagos a CASA bajo el Acuerdo de Crédito Comprador por incumplimiento de dicho Acuerdo por parte del COMPRADOR, CASA tendrá derecho a considerar estos retrasos o incumplimiento del crédito Comprador como una cancelación de este Contrato por parte del COMPRADOR y teniendo asimismo CASA el derecho a retener los pagos adelantados recibidos del COMPRADOR como indemnización por los daños y perjuicios producidos a CASA por las causas antes señaladas.

CASA podrá ejercer los derechos señalados anteriormente a los treinta (30) días de recibir del Banco otorgante del Crédito la notificación del incumplimiento del Acuerdo de Crédito por parte del COMPRADOR. Durante dicho plazo el Contrato quedará en suspenso, y el COMPRADOR podrá corregir la situación de incumplimiento, reanudándose en tal caso el Contrato en todos sus términos, excepto en lo relativo a los plazos de entrega que sufrirán el mismo retraso que el período de suspensión del Contrato.

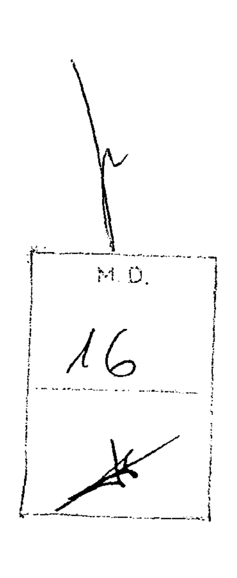
g) En el caso de que este Contrato no haya sido firmado antes del 20 de Febrero de 1988, todos los precios, programas de entregas y demás condiciones establecidas en este Contrato podrán ser modificadas por CASA.

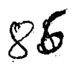
M.D.
16



CLAUSULA 15.- CESION

Este Contrato queda establecido y perfeccionado y obliga a ambas partes y a sus respectivos sucesores y cesionarios, pero ni los derechos ni las obligaciones de ninguna de ambas partes podrān cederse, en todo o en parte, por ninguna de ellas sin el consentimiento previo por escrito de la otra y el COMPRADOR no podrā, antes de la entrega al mismo, revender, alquilar o transferir ningūn aviōn, equipos o piezas, ni establecer un Contrato para perfeccionar tales operaciones sin contar antes con el citado consentimiento por escrito de CASA.





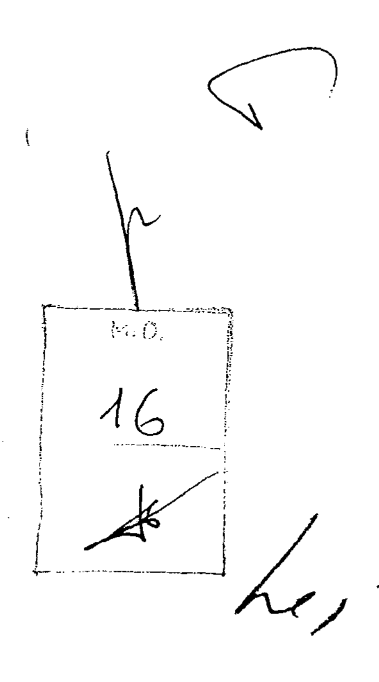


CLAUSULA 16.- LICENCIAS DE IMPORTACION Y EXPORTACION

CASA realizará todos los trámites necesarios para conseguir las licencias de exportación exigidas por las leyes españolas y necesarias para la entrega al COMPRADOR de los suministros objeto del Contrato.

El COMPRADOR tendrá la responsabilidad de conseguir las licencias necesarias para la importación de los aviones, equipo adicional y suministros en el propio país del COMPRADOR.

El COMPRADOR informará a CASA sobre todos los documentos necesarios para la importación, matriculación, identificación y uso del avión C-212 en el país del COMPRADOR, al objeto de permitir a CASA facilitar al COMPRADOR el cumplir con tales requisitos.



87

CLAUSULA 17.- LEY APLICABLE Y ARBITRAJE

a) La interpretación y cumplimiento de los términos y condiciones de este Contrato, excepto lo relativo a sus aspectos técnicos, se hará de conformidad con la Ley de la República de Argentina y con sujeción a los tribunales de la Capital Federal, a cuyos efectos constituyen domicilios especiales:

- Prefectura Naval Argentina en: Avenida Eduardo Madero 235, (1106) Buenos Aires.

- Construcciones Aeronáuticas, S.A. en: Maipú 350, Piso 7, Dto. "A", (1006) Buenos Aires.

Las partes dirimirán los aspectos técnicos de este Contrato sin recurso a los tribunales y de acuerdo al párrafo b) siguiente.

b) Los desacuerdos surgidos en la cumplimentación interpretación de este Contrato, solamente en lo que a aspectos técnicos se refiere, se procurará que sea resuelto de forma amistosa entre ambas partes, pero si no se llegase a un acuerdo, el asunto será sometido a arbitraje de uno o más árbitros por la Cámara Internacional de Comercio de París (Francia), que decidirá de acuerdo con las normas de procedimiento contenidas en su Reglamento de Conciliación y Arbitraje.

El laudo arbitral dictado de conformidad con las directrices del Reglamento de Conciliación y Arbitraje de la Cámara Internacional de Comercio de París, será aceptado y obligará a ambas partes en forma inapelable, no pudiendo ninguna de dichas partes recurrir contra el mismo ante ningún Tribunal competente para lograr un veredicto distinto.

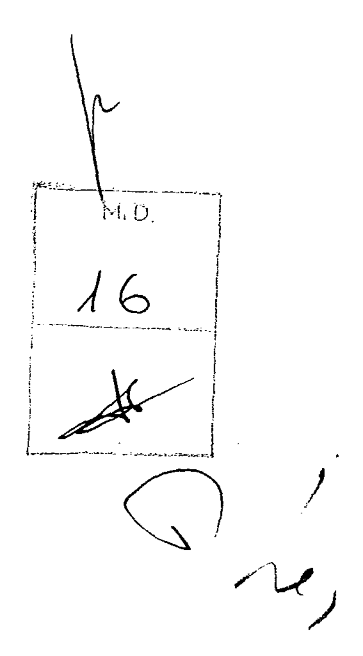
La conciliación de desacuerdos se basará en las condiciones contenidas en el Contrato firmado entre el COMPRADOR y CASA y en sus documentos adjuntos e inseparables del mismo (especificaciones técnicas, etc.). Los asuntos no tratados específicamente en el Contrato, Especificaciones Técnicas y demás documentación adjunta al Contrato, se incluirán en las disposiciones generales a acordar entre ambas partes en el arbitraje.

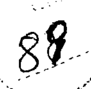
M.D.
16

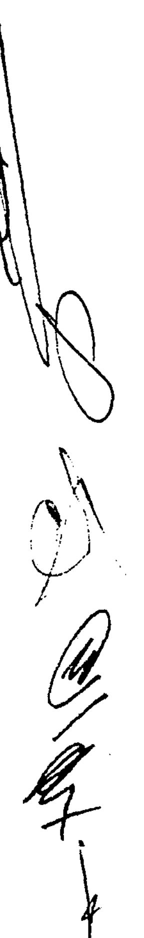


CLAUSULA 18.- RENUNCIAS

Cualquiera de ambas partes, asistida del derecho de exigir de la otra el cumplimiento de una obligación bajo el presente Contrato, podrá renunciar a tal exigencia, pero dicha renuncia ha de ser por escrito. En ningún caso la renuncia al cumplimiento de cualquier obligación podrá considerarse como prorrogable en forma indefinida ni ampliable a otra (u otras) disposición contractual.

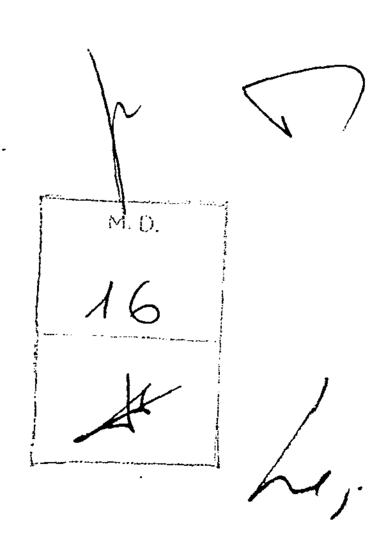






CLAUSULA 19.- INDEPENDENCIA DE LAS PARTES

Nada de lo contenido en este documento contractual podrá interpretarse como autorización a cualquiera de las partes para actuar como agente ni permitir compromisos u otras obligaciones contractuales en nombre de la otra parte, ni tampoco permitir a ninguna de las dos emplear para sí el crédito de la otra o establecer lazos de asociación entre ambas.



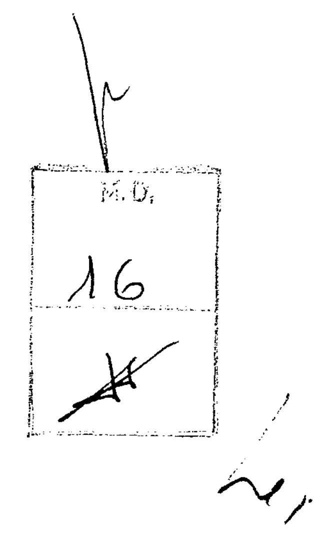
FOLIO 90

CLAUSULA 20.- NOTIFICACIONES Y COMUNICACIONES

Con independencia de los domicilios especiales indicados en la Cláusula 17, todos los avisos, acuerdos y demás comunicaciones relacionadas con el Contrato serán hechos por escrito y se considerarán hechos si se entregan personalmente o son enviados por telex o telegrama, a las siguientes direcciones (o a cualquier otra dirección que se establezca siguiendo lo indicado en esta Cláusula):

Si al COMPRADOR, a: PREFECTURA NAVAL ARGENTINA
Av. Eduardo Madero 235
(1106) Buenos Aires - Arg.
Telex N° 18581

Si a CASA, a: CONSTRUCCIONES AERONAUTICAS S.A.
Calle del Rey Francisco, 4
Madrid (28.008) - ESPAÑA
Telex N° 27.418





EN TESTIMONIO DE LO CUAL, ambas partes firman el presente Contrato por mediación de sus representantes respectivos debidamente autorizados en el lugar y fecha al principio mencionados.

POR :

PREFECTURA NAVAL ARGENTINA

JUAN EDUARDO MOSQUEDA
PREFECTO GENERAL
PREFECTO NACIONAL NAVAL

POR :

CONSTRUCCIONES AERONAUTICAS, S.A.

JAVIER CASAS

M.D.
16

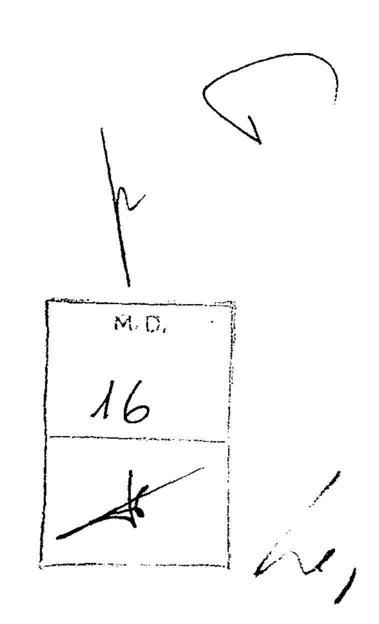
MINISTERIO DE DEFENSA
FOLIO
92

A N E X O III

al

CONTRATO No. C-212-P.N.A.-ARG.-87/219

"CURSOS DE FAMILIARIZACION Y MANTENIMIENTO"





A N E X O III

DESCRIPCION CURSOS DE FAMILIARIZACION Y MANTENIMIENTO

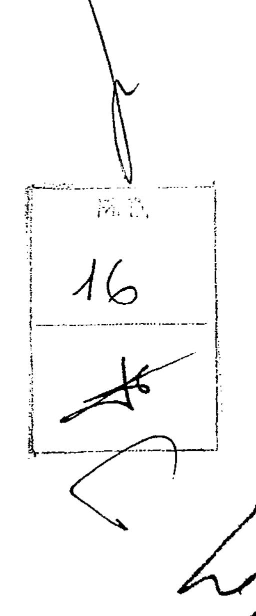
SECCION I: CURSO DE FAMILIARIZACION. ENTRENAMIENTO DE PILOTOS.

El curso constará de una fase de entrenamiento en tierra y dos fases de entrenamiento en vuelo.

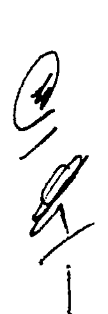
FASE A. Entrenamiento en Tierra

Duración: 15 días laborables (3 semanas naturales)

Contenido:



* Descripción general del avión.
* Estructura.
* Tren de aterrizaje.
* Mandos de vuelo.
* Sistema hidraúlico.
* Sistema de combustible.
* Sistema de contraincendios.
* Sistema de oxígeno.
* Sistema de calefacción y ventilación.
* Sistema eléctrico.
* Sistema de protección contrahielo.
* Sistema de comunicaciones.
* Sistema de instrumentos de vuelo.
* Sistema de radionavegación.
* Sistema integrado de instrumentos de navegación.
* Sistema de piloto automático.
* Sistema de planta de potencia.
* Sistema de luces de iluminación.



FASE B. Entrenamiento en Vuelo

Fase B-1: Se iniciará inmediatamente después del entrenamiento en tierra y constará de:

10 horas de vuelo de entrenamiento básico por piloto.
15 horas de vuelo I.F.R. por piloto.

Duración aproximada 9 semanas.

Fase B-2: Se iniciará cuando se entregue el primero de los aviones patrulla marítima y constará de:

20 horas de vuelos operativos por piloto.

Duración aproximada 6 semanas.

SECCION II: CURSOS DE MANTENIMIENTO. ENTRENAMIENTO DE INGENIEROS Y MECANICOS.

Recogiendo las necesidades de la Prefectura Naval Argentina se desarrollarán los siguientes cursos:

1. Curso Básico de Mecánicos de Mantenimientoy de vuelo

FASE A Grupo Motopropulsor y Sistemas de Avión

M.D. 16

Duración: 15 días laborables (3 semanas naturales)

Contenido:

Grupo Motopropulsor

* Teoría.
* Introducción a la construcción del motor.
* Introducción a la construcción de las hélices.
* Operación de hélice.

MINISTERIO DE DEFENSA FOLIO 95

* Control de la planta de potencia.
* Sistema de combustible.
* Sistema de hélice.
* Sistema sensor de par.
* Sistema de temperatura.
* Sistema de anti-hielo.
* Sistema neumático.
* Sistema de computador.
* Sistema de lubricación.

PRUEBAS FUNCIONALES

Rodaje de motor

AJUSTES Y REGLAJES

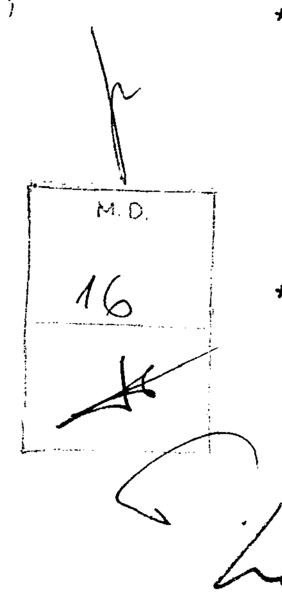
SERVICIOS

Sistemas de Avión

* Generalidades.
* Estructura.
  . Fuselaje.
  . Alas y planos de cola.
  . Góndolas del motor.

* Tren de aterrizaje.
  . Tren principal.
  . Tren delantero.
  . Amortiguadores.
  . Ruedas.

* Mandos de vuelo.
  . Introducción al diseño del sistema.
  . Sistema de alerones.
  . Sistema de timón de dirección.
  . Sistema de timones de profundidad.
  . Sistema de flaps.
  . Sistema de blocaje antirráfagas.



* Sistema Hidraúlico.
  . Introducción al diseño del sistema hidraúlico.
  . Sistema de potencia.
  . Sistema de frenos.
  . Sistema de dirección.
  . Sistema de flaps.
  . Sistema de compuertas de carga.

* Sistema de Combustible.
  . Introducción al diseño del sistema de combustible.
  . Sistema de depósitos.
  . Sistema de alimentación al motor.
  . Sistema de trasvase de combustible.
  . Sistema de carga y descarga de combustible.
  . Sistema de indicación.
  . Sistema de ventilación.
  . Kit ferry.

* Sistema Contraincendios.
  . Introducción al diseño del sistema contraincendios.
  . Sistema de detección de fuego.
  . Sistema de extinción de fuego.
  . Interruptor de inercia.

* Sistema de Oxígeno.
  . Introducción al diseño del sistema de oxígeno.
  . Operación y funcionamiento.
  . Conjunto de botella de oxígeno.
  . Válvulas de carga y descarga.

* Sistema de Calefacción y Ventilación.
  . Introducción del sistema de calefacción y ventilación.
  . Sistema de calefacción.
  . Sistema de ventilación.

* Sistema de Aire Acondicionado.
  . Introducción al diseño del sistema de aire acondicionado.
  . Operación del sistema de aire acondicionado.

* Sistema de Protección contra el Hielo.
  . Introducción al diseño del sistema de protección contra el hielo.
  . Sistema de deshielo neumático en alas y planos de cola.
  . Sistema de antihielo eléctrico en parabrisas.
  . Sistema de antihielo eléctrico en hélices.
  . Sistema de antihielo eléctrico de tubos pitot.

PRUEBAS FUNCIONALES

AJUSTES Y REGLAJES

SERVICIOS



FASE B Sistema Eléctrico, Instrumentos y Aviónica

Duración: 15 días laborables (3 semanas naturales)

Contenido:

Sistema Eléctrico

* Generalidades.
* Sistema C.C.
* Sistema C.A.
* Sistema de arranque del motor.
* Sistema antihielo/deshielo.
* Sistema contraincendios.
* Sistema de luces.

PRUEBAS FUNCIONALES

AJUSTES Y REGLAJES

SERVICIOS

Instrumentos y Aviónica (COM/NAV)

. Interfono.
. Comunicaciones HF.
. Comunicaciones VHF.
. Comunicaciones U/VHF.
. Comunicaciones pasajeros.

* Navegación.
. VOR
. ADF
. DME
. Homing.
. Transpondedor.
. Radioaltímetro.
. Radar.
. OMEGA
. Piloto automático.

* Instrumentos.
. Sistema de pitot.
. Inclinómetro.
. Brújula magnética.
. Horizonte artificial.
. Sistema integrado de instrumentos.
. Director de vuelo.

PRUEBAS FUNCIONALES

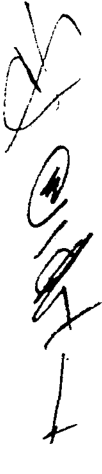
AJUSTES Y REGLAJES

SERVICIOS

M.D.

16

98



2. Curso de Especialización de los Mecánicos de Vuelo

Al final del curso básico (6 semanas), pasarán a la línea de vuelo, participando en la función de a bordo, interviniendo en todas las operaciones necesarias para cada vuelo del avión y participando en los mismos.

Inspecciones pre-post-vuelo, puesta en marcha y prueba de motores y sistemas del avión, servicios, etc. Independientemente se programarán estancias en la cadena de montaje y su intervención en las inspecciones periódicas de 100 h.

Duración aproximada 7 semanas.

3. Cursos de Especialización de Mecánicos de Mantenimiento

A. MOTORISTAS/HELICISTAS

Finalizada la Fase de Instrucción básica pasarán a la Fase de OJT en los talleres de la factoría de Sevilla y posteriormente en los talleres de la factoría de Ajalvir.

Duración 5 semanas (2 semanas en Sevilla y 3 semanas en Ajalvir).

B. MONTADORES AVION



Finalizada la Fase de Instrucción Básica pasarán a la Fase OJT en los talleres de la factoría de Sevilla.

Duración 5 semanas.

M.D.
16



C. ELECTRICISTAS INSTRUMENTISTAS

Finalizada la Fase de Instrucción Básica pasarán a la Fase OJT en los talleres de la factoría de Sevilla.

Duración 5 semanas.

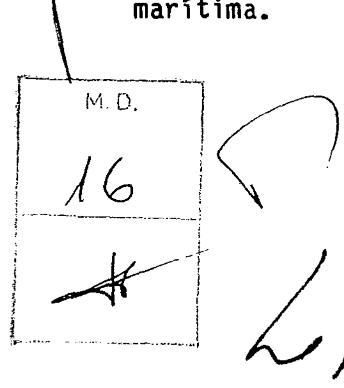
D. ELECTRONICOS

Finalizada la Fase de Instrucción Básica pasarán a la Fase OJT en los talleres de la factoría de Sevilla.

Duración 5 semanas.

4. Cursos para ingenieros y mecánicos electricistas, electrónicos y de vuelo a la entrega del primer avión Patrulla Marítima.

A la entrega del primer avión patrulla marítima se realizarán dos cursos de 4 semanas de duración cada uno; uno para un (1) ingeniero y dos (2) mecánicos de vuelo con objeto de familiarizarlos con las instalaciones específicas de esta versión y otro, para un (1) ingeniero y cuatro (4) mecánicos electricistas y electrónicos, cuyo contenido versará principalmente sobre el radar de búsqueda instalado en la versión patrulla marítima.



SECCION III: PROGRAMA DE REALIZACION DEL ENTRENAMIENTO Y AYUDAS DE CASA AL PERSONAL DEL COMPRADOR.

1. Ayuda de CASA al Personal del COMPRADOR

1.1. Serán a cargo de CASA los billetes de avión (Buenos Aires - Madrid) de todo el personal del COMPRADOR que asista a los cursos indicados en la Cláusula 4 del presente Contrato y detallado en este Anexo III. Este personal será:

1.1.1. Diez (10) pilotos que asistan a las fases A y B.1 del Curso de Familiarización.

1.1.2. Diez (10) pilotos que asistan a la fase B.2 del Curso de Familiarización.

1.1.3. Dos (2) ingenieros que asistan al Curso Básico de Mantenimiento.

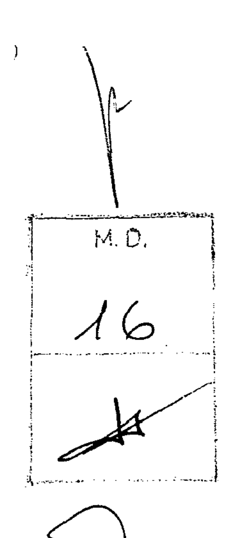
1.1.4. Ocho (8) mecánicos de vuelo que asistan al Curso Básico de Mantenimiento.

1.1.5. Tres (3) mecánicos motoristas que asistan al Curso Básico de Mantenimiento.

1.1.6. Tres (3) mecánicos montadores que asistan al Curso Básico de Mantenimiento.

1.1.7. Dos (2) mecánicos electricistas que asistan al Curso Básico de Mantenimiento.

1.1.8. Dos (2) mecánicos electrónicos que asistan al Curso Básico de Mantenimiento.

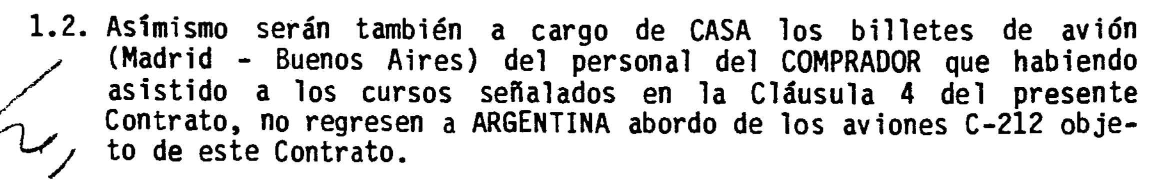


1.1.9. Dos (2) ingenieros que asistan al "Curso Específico para versión Patrulla marítima".

1.1.10. Dos (2) mecánicos de vuelo que asistan al "Curso Específico para versión Patrulla Marítima."

1.1.11. Dos (2) mecánicos electrónicos que asistan al "Curso Específico para versión Patrulla Marítima."

1.1.12. Dos (2) mecánicos electricistas que asistan al "Curso Específico para versión Patrulla Marítima".



1.2. Asímismo serán también a cargo de CASA los billetes de avión (Madrid - Buenos Aires) del personal del COMPRADOR que habiendo asistido a los cursos señalados en la Cláusula 4 del presente Contrato, no regresen a ARGENTINA abordo de los aviones C-212 objeto de este Contrato.

Este personal será el siguiente:

1.2.1. Dos (2) ingenieros.
1.2.2. Tres (3) mecánicos motoristas.
1.2.3. Tres (3) mecánicos montadores.
1.2.4. Dos (2) mecánicos electricistas.
1.2.5. Dos (2) mecánicos electrónicos.
1.2.6. Dos (2) mecánicos de vuelo que asistan al "Curso Específico para versión Patrulla Marítima."
1.2.7. Dos (2) mecánicos electricistas que asistan al "Curso Específico para versión Patrulla Marítima."
1.2.8. Dos (2) ingenieros que asistan al "Curso Específico para versión Patrulla Marítima."

1.3. Para el personal del COMPRADOR que asista a los cursos señalados en la Cláusula 4 del presente Contrato, CASA gestionará la consecución de alojamiento por el período de duración de dichos cursos. Asimismo, cada uno de los asistentes a los cursos recibirá una cantidad diaria en concepto de dieta para cubrir gastos de manutención y alojamiento durante la duración de dichos cursos; el importe de esta dieta será:

Ciento setenta y cuatro Dólares USA con cincuenta centavos (US $ 174,50) día por c/u de los cinco (5) Jefes.
Ciento cuarenta y cinco Dólares USA con cuarenta y dos centavos (US $ 145,42) día por c/u de los siete (7) Oficiales.
Ciento cuarenta y cinco Dólares USA con cuarenta y dos centavos (US $ 145,42) día por c/u de los dieciocho (18) Suboficiales.

CASA entregará a cada uno de los asistentes a los cursos una tarjeta de Asistencia Médica que tendrá validez durante el tiempo en que realicen los cursos indicados en el presente Contrato.

M.D. 16

2. Programa de realización del entrenamiento.

A continuación figura cronograma que establece las distintas actividades del entrenamiento en función del tiempo, así como las especialidades y número de alumnos que recibirán dicho entrenamiento.



CRONOGRAMA ACTIVIDADES ENTRENAMIENTO

1.- ENTRENAMIENTO CON AVIONES VERSION TRANSPORTE

Alumnos \ Semanas	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
PILOTOS (10)		Entr. Tierra (2–4)			Entrenamiento en vuelo (5–13)								
INGENIEROS (2)	C.Bas.	Fase A (2–3)		C. Bas. Fase B (4–6)			Supervisión/Entr. Especial (7–13)						
MECANICOS VUELO (8)	C.Bas.	Fase A (2–3)		C. Bas. Fase B (4–6)			Curso Especialización (Vuelo) (7–13)						
MOTORISTAS (3)	C.Bas.	Fase A (2–3)		C.Bas.Fase B(oyente) (4–6)			Curso Especialización (7–11)						
MONTADORES (3)	C.Bas.	Fase A (2–3)		C.Bas.Fase B(oyente) (4–6)			Curso Especialización (7–11)						
ELECTRONICOS (2)	C.Bas.Fase A(oyente) (1–3)			C. Bas. Fase B (4–6)			Curso Especialización (7–11)						
ELECTRICISTAS (2)	C.Bas.Fase A(oyente) (1–3)			C. Bas. Fase B (4–6)			Curso Especialización (7–11)						

↑ ENTREGA PRIMER AVION VERSION TRANSPORTE (comienzo semana 2)

M.D. 16



CRONOGRAMA ACTIVIDADES ENTRENAMIENTO

2.- ENTRENAMIENTO CON AVIONES PATRULLA MARITIMA

Alumnos \ Semanas	1	2	3	4	5	6
PILOTOS (10)	Entrenamiento en vuelo (semanas 1–6)					
INGENIEROS (2)	Cursos Especialización (semanas 1–4)					
MECANICOS VUELO (2)	Curso Especialización (semanas 1–4)					
ELECTRONICOS (2)	Curso Especialización (semanas 1–4)					
ELECTRICISTAS (2)	Curso Especialización (semanas 1–4)					

↑ ENTREGA PRIMER AVION PATRULLA MARITIMA

JAVIER CASAS

JUAN EDUARDO MOSQUEDA
PREFECTO GENERAL
PREFECTO NACIONAL NAVAL

M.D. 16

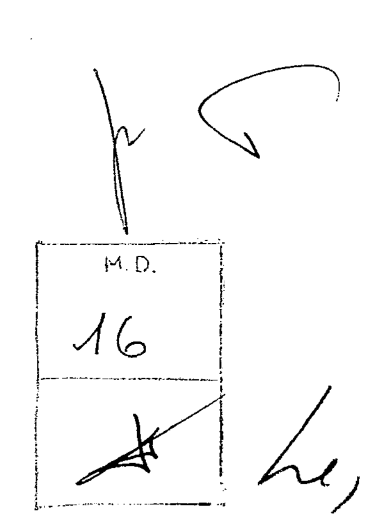
ANEXO IV

al

CONTRATO No. C-212-P.N.A.-ARG.-87/219

"MODELOS DE CERTIFICADOS Y

CARTA DE AUTORIZACION"



CONSTRUCCIONES AERONAUTICAS, S.A.

CERTIFICATE OF ACCEPTANCE

CERTIFICADO DE ACEPTACION

The undersigned, NAME & TITLE
El abajo firmante, NOMBRE Y TITULO ....

hereby witnesses that as a result of
por el presente certifica que como resultado del

CONTRACT
CONTRATO C. No. C-212-P.N.A.-ARG.-87/219

signed in
firmado en .... as of
el ....

between
entre **CONSTRUCCIONES AERONAUTICAS, S.A.** and
y **PREFECTURA NAVAL ARGENTINA**

he has accepted
ha aceptado .... under the
amparado(s) por el

Packing List No.
Aviso de Expedicion No. .... dated
fecha ....

.... copy(s) of which is (are) enclosed
copia(s) del cual se adjunta(n)

Also are enclosed:
Tambien se adjuntan:

A.- .... copies of the corresponding Commercial Invoice No.
copias de la correspondiente Factura Comercial No. ....

The total amount of this invoice is
El importe total de esta Factura es de ....

B.- Airway Bill No.
Conocimiento Aereo No. ....

Sevilla, as of
el ....19..

Signature:
Firma:

By
Por C.A.S.A.

Title
Titulo

Presented by
Presentado por

C. No. C-212-P.N.A.-ARG.-87/219

106

C O N S T R U C C I O N E S   A E R O N A U T I C A S, S.A.

CERTIFICADO DE SERVICIOS PRESTADOS

El abajo firmante .... ; ....
(nombre) (cargo)

.... por el presente certifica que ha recibido (1) ....

.... de acuerdo al párrafo 1. ......

del Contrato No. C-212-P.N.A.-ARG.-87/219 firmado por la PREFECTURA NAVAL ARGENTINA

y CONSTRUCCIONES AERONAUTICAS, S.A.

.... el ... de .... de 19 ...

Firma: ....

Cargo: ....

(1) Rellene según corresponda:
- Asistencia Técnica desde .... hasta ....
- Curso de familiarización para tripulaciones de vuelo
- Curso de mantenimiento para mecánicos de tierra
- Ayuda técnica para vuelo ferry avión Nº Serie ....

M. D.
16



CARTA DE AUTORIZACION

Referencia: Contrato No. C-212-P.N.A.-ARG.-87/219 entre PREFECTURA NAVAL ARGENTINA y CONSTRUCCIONES AERONAUTICAS, S.A.

El abajo firmante, Sr. ...., en representación de PREFECTURA NAVAL ARGENTINA, y de acuerdo con el párrafo c) del Artículo 13 del Contrato mencionado anteriormente, por la presente autoriza a la(s) persona(s) indicada(s) abajo para aceptar los aviones, repuestos y otros suministros comprados a Construcciones Aeronáuticas, S.A. bajo el Contrato No. C-212-P.N.A.-ARG.-87/219 y por lo tanto firma(n) los Certificados de Aceptación o Servicios prestados correspondientes. La(s)firma(s) de la(s) persona(s) autorizada(s) es(son) la(s) que figura(n) a continuación del nombre correspondiente.

Persona(s) autorizada(s):

1.- Para aviones

1.1 ____________________ ....

1.2 ____________________ ....

2.- Para repuestos y otros suministros

2.1 ____________________ ....

2.2 ____________________ ....

3.- Para Cursos de Entrenamiento, Asistencia Técnica y ayuda técnica para el vuelo ferry

3.1 ____________________ ....

3.2 ____________________ ....

Las anteriores autorizaciones serán validas con la firma de una (1) cualquiera de las personas arriba relacionadas para categoria: motores, repuestos y otros servicios y suministros.

M. D.
16

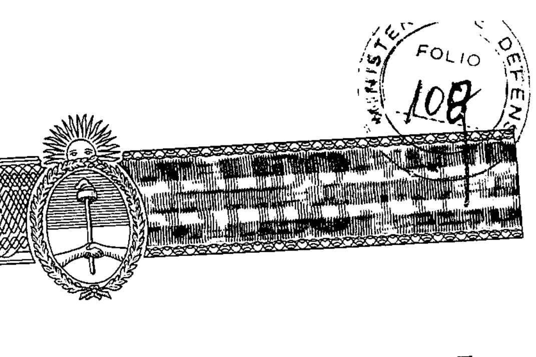
En ...., a .. de......... 19..

....
.....(nombre).......
.....(cargo)......

C. No. C-212-P.N.A.-ARG.-87/219







[redacted]

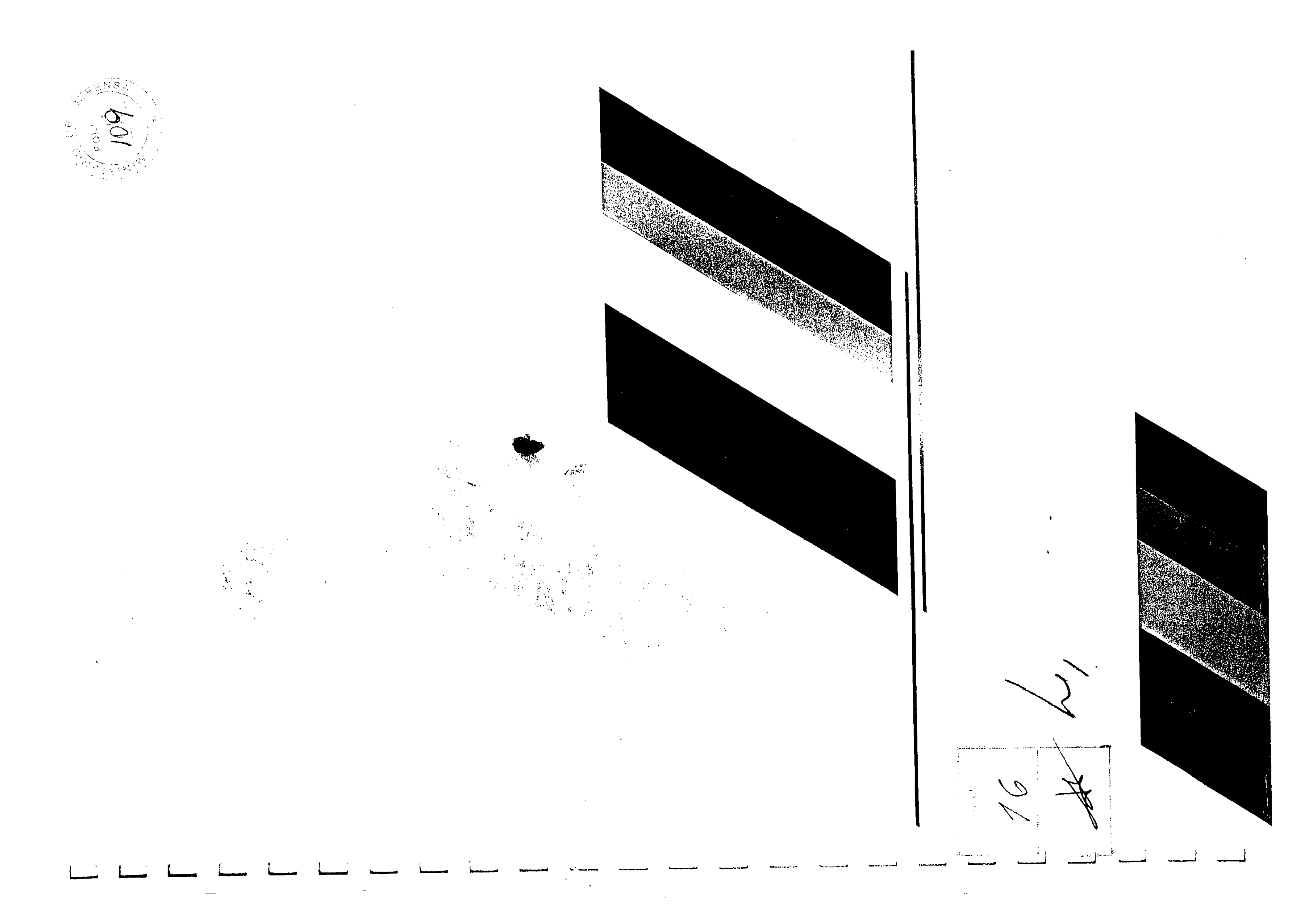
C 000797927

En mi carácter de Escribano **Adscripto al Registro Notarial 569** ------

CERTIFICO que el documento adjunto, extendido en **noventa** foja/s, que sello y rubrico, es/son COPIA/S FIEL de su original, que tengo a la vista, doy fe.

Buenos Aires, **12** de **febrero** de 19**88** .—

OSCAR JORGE MAGLIE
ESCRIBANO



CONSTRUCCIONES AERONAUTICAS, S. A. C-212 aviocar

"ANEXO I"

ESPECIFICACION TECNICA

CASA C-212 "AVIOCAR"

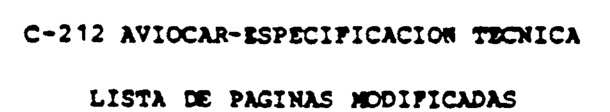
VERSION PATRULLA MARITIMA

PREFECTURA NAVAL ARGENTINA

FECHA: 24-Febrero-1987

ESTE DOCUMENTO ES PARA USO EXCLUSIVO DEL CLIENTE Y DE CONSTRUCCIONES AERONAUTICAS, S.A., Y NO DEBE SER DISTRIBUIDO, TOTAL O PARCIALMENTE, SIN AUTORIZACION DE C.A.S.A., FUERA DE LAS ORGANIZACIONES RESPECTIVAS.





C-212 AVIOCAR-ESPECIFICACION TECNICA

LISTA DE PAGINAS MODIFICADAS

PAGINA	FECHA	PAGINA	FECHA
1-1	16-7-87		
2-2	"		
3-1	"		
5-1	"		
8-6	"		
17-1	"		
AII-2	"		
AII-3	"		
AII-9	"		
AII-34	"		
AII-35	"		
AII-43	"		
AII-46	"		
AII-49	"		
AII-50	"		
7-1	10-12-87		
7-2	"		
7-3	"		

M.D. 16



I N D I C E

SECCION	1.0.	INTRODUCCION
	1.1.	Objeto
	1.2.	Orden de Precedecia de Documentos
SECCION	2.0.	INFORMACION GENERAL
	2.1	Descripción del Avión
	2.2.	Fabricante
	2.3.	Tipo y Utilización del Avión
	2.4.	Propulsión
	2.5.	Disposicón Interior
	2.6.	Variantes
	2.7.	Abreviaturas
SECCION	3.0.	REQUISITOS DE CERTIFICACION
	3.1.	Certificación de Tipo
	3.2.	Certificado de Aeronavegabilidad
	3.3.	Requisitos Especiales del Cliente
	3.4.	Alteraciones Obligatorias
SECCION	4.0.	SISTEMA DE FABRICACION DEL AVION
	4.1.	Sistema de Unidades
	4.2.	Normas
	4.3.	Especificaciones y Procesos
	4.4.	Requisitos Básicos de Acabado
	4.5.	Acabado Exterior

M.D.
16

PROGRAMA VISA C-212

SECCION 5.0. CONDICIONES DE ENTREGA

5.1. Plazos de Entrega

5.2. Sustitución de Equipos y Elementos

5.3. Introducción de Mejoras

5.4. Información Técnica

SECCION 6.0. DIMENSIONES, AREAS Y DATOS GENERALES

6.1. General

6.2. Dimensiones Principales

6.3. Ala

6.4. Fuselaje

6.5. Estabilizadores

6.6. Tren de Aterrizaje

6.7. Grupo Motopropulsor

SECCION 7.0. INFORMACION DE DISEÑO

7.1. General

7.2. Pesos de Diseño

7.3. Límites del Centro de Gravedad

7.4. Actuaciones

7.4.1. Distancias de Despegue

7.4.2. Actuaciones de Subida

7.4.3. Velocidades de Crucero

7.4.4. Distancias de Aterrizaje

7.4.5. Alcances

M. D.
16

PROGRAMA VISA 212

7.5. Velocidades de Diseño

7.6. Factores de Carga

7.7. Resistencia de los Pisos

SECCION 8.0. ESTRUCTURA

8.1. General

8.1.1. Materiales y Métodos de Fabricación

8.1.2. Acceso para Inspecciones, Mantenimiento y Reparación

8.1.3. Ventilación

8.1.4. Drenaje

8.1.5. Montaje sobre Gatos

8.i.6. Remolcado

8.1.7. Izado

8.1.8. Nivelación

8.2. Ala

8.2.1. General

8.2.2. Plano Medio

8.2.3. Alas Exteriores

8.2.4. Bancadas de los Motores y Góndolas

8.2.5. Flaps y Alerones

8.3. Fuselaje

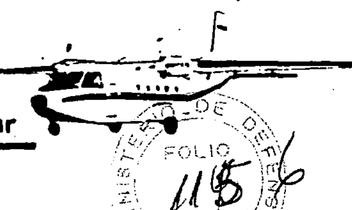
8.3.1. General

8.3.2. Parabrisas y Ventanas

8.3.3. Puerta para Pasajeros y Tripulación y Salidas de Emergencia







8.3.4. Puerta Trasera de Carga

8.3.5. Pisos

8.3.6. Compartimento de Carga de Proa

8.4. Empenaje

8.4.1. General

8.4.2. Estabilizador Horizontal

8.4.3. Mando de Altura

8.4.4. Deriva

8.4.5. Mando de Dirección

8.5. Tren de Aterrizaje

8.5.1. General

8.5.2. Tren principal

8.5.3. Tren de Morro

8.5.4. Frenos

SECCION 9.0. GRUPO MOTOPROPULSOR

9.1. General

9.2. Motor

9.3. Hélice

9.4. Mandos de Motor y Hélice

9.5. Bancada y Capot

SECCION 10.0. SISTEMA DE ACEITE

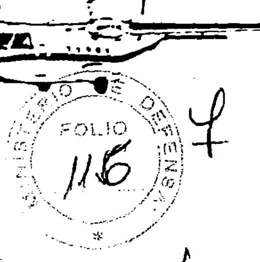
10.1. General

10.2. Depósito de Aceite

10.3. Radiador de Aceite

16





SECCION 11.0. SISTEMA DE COMBUSTIBLE

11.1. General

11.2. Depósitos de Combustible

11.3. Llenado y vaciado

11.4. Alimentación y Trasvase

11.5. Indicación de Combustible

11.6. Ventilación y Limitación de Presión

SECCION 12.0. MANDOS DE VUELO

12.1. General

12.2. Sistema del Mando de Profundidad

12.2.1. Timón de Profundidad

12.2.2. Compensadores de Profundidad

12.3. Sistema del Mando de Alabeo

12.3.1. Alerón

12.3.2. Compensador de Alabeo

12.4. Sistema del Mando de Dirección

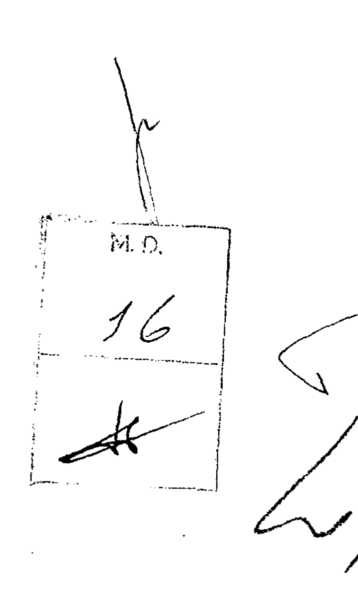
12.4.1. Timón

12.4.2. Compensador de Dirección

12.5. Bloqueo Triple de Mandos

12.6. Sistema del Mando de Flaps

12.7. Cables





FOLIO 114

SECCION 13.0. SISTEMA HIDRAULICO

13.1. General

13.2. Sistema de Potencia

13.3. Subsistema de Flaps

13.4. Subsistema de Frenos

13.5. Subsistema de Dirección de Tren

13.6. Subsistema de Compuertas de Carga

SECCION 14.0. SISTEMA ELECTRICO

14.1. General

14.2. Fuentes de Potencia

14.2.1. Arrancador-Generador

14.2.2. Baterías

14.2.3. Inversores

14.2.4. Fuente Exterior

14.3. Cableado

SECCION 15.0. ILUMINACION

15.1. Iluminación Exterior

15.2. Iluminación Interior

15.3. Iluminación de Emergencia

M.D. 16

VISA

FOLIO 118

SECCION 16.0. INSTALACION CONTRA-INCENDIOS

16.1. General

16.2. Sistema de Detención de Fuego del Motor

16.3. Sistema de Extinción de Fuego del Motor

16.4. Sistema de Contraincendios de Fuselaje

SECCION 17.0. INSTALACION DE CALEFACCION

17.1. General

17.2. Distribución

SECCION 18.0. INSTALACION DE VENTILACION

18.1. General

18.2. Cabina de Pilotos

18.3. Ventilación del Armario de NAV. COM.

SECCION 19.0. INSTALACION ANTI-HIELO

19.1. General

19.2. Toma de aire del Motor

19.3. Parabrisas

19.4. Hélices

19.5. Tubo Pitot

SECCION 20.0. INSTALACION DE OXIGENO

20.1. General

M.D. 16



MINISTERIO DE DEFENSA FOLIO 118

SECCION 21.0. INSTRUMENTOS

21.1. General

21.2. Instrumentos de Motor

21.3. Instrumentos Varios

21.4. Instrumentos de Vuelo y Navegación

SECCION 22.0. AVIONICA

22.1. General

SECCION 23.0. CABINA DE PILOTOS

23.1. General

23.2. Asientos

23.3. Visibilidad

23.4. Disposición de los Mandos

23.5. Acondicionamiento

SECCION 24.0. ACONDICIONAMIENTO INTERIOR

24.1. General

24.2. Acondicionamiento y Equipamiento de la Cabina Principal

24.3. Lavabo

24.4. Opciones de Acondicionamiento

M.D. 16

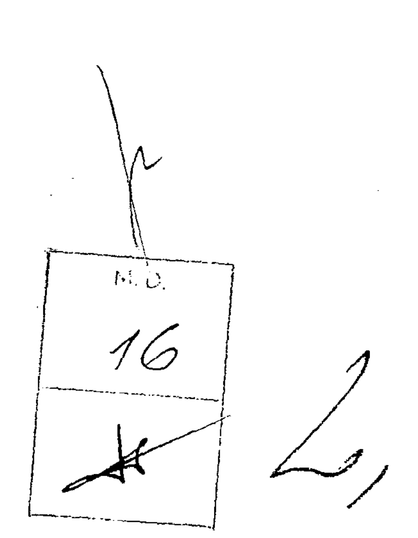


SECCION 25.0. EQUIPOS AUXILIARES Y ELEMENTOS PARA MANEJO EN TIERRA

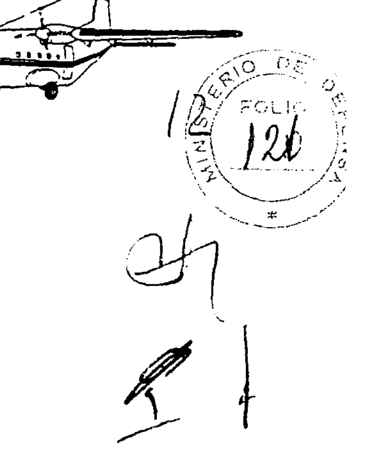
25.1. General

APENDICE I Lista de Equipado Básico

APENDICE II Opcionales







1.0. INTRODUCCION

1.1. OBJETO

El objeto de esta Especificación es proporcionar una descripción del diseño y características del Avión CASA C-212 "Aviocar".

Las siguientes Especificaciones con sus correspondientes modificaciones vienen asociadas a esta Especificación.

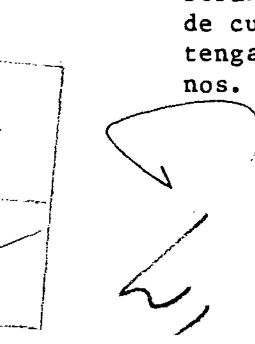
a) Especificación del motor Garrett Airesearch TPE-331-10R-513C, 21-3121-D de fecha Octubre de 1985.

IM-5117, Manual de Instalación.

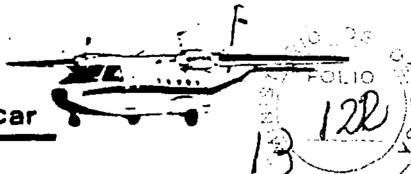
Las ilustraciones incluidas en esta Especificación tienen carácter meramente informativo y no deberán ser interpretadas a efectos contractuales como parte integrante de la Especificación.

1.2. ORDEN DE PRECEDENCIA DE DOCUMENTOS

Queda expresamente entendido y convenido que los términos del Contrato de Venta al cual va anexa y por referencia incorporada la presente Especificación con sus correspondientes correciones, serán las que rijan con carácter imperativo, independientemente de cualquier expresión o indicación que la Especificación contenga y que aparentemente resulte contradictoria a dichos términos.

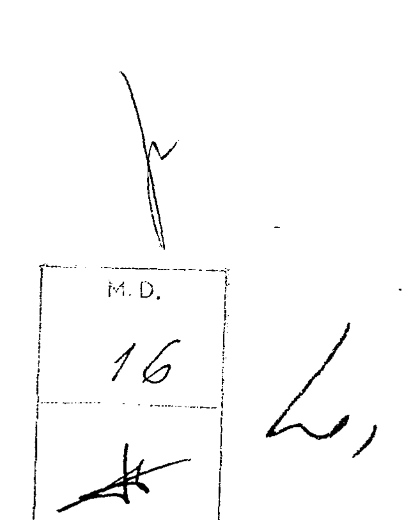






En caso de discrepancia entre esta Especificación y cualquier otro dato o documento especificado en la misma, excepto en cuanto concierne a los términos del Contrato de Venta, la información contenida en la Especificación será la que prevalezca.







14
123

2.0. INTRODUCCION GENERAL

2.1. DESCRIPCION DEL AVION

El avión CASA C-212 "Aviocar" es un avión de estructura metálica bimotor, de ala y cola en voladizo, fuselage semimonocasco y - tren de aterrizaje triciclo fijo.

El fuselaje no es presurizado.

2.2. FABRICACION

Construcciones Aeronáuticas, S.A.

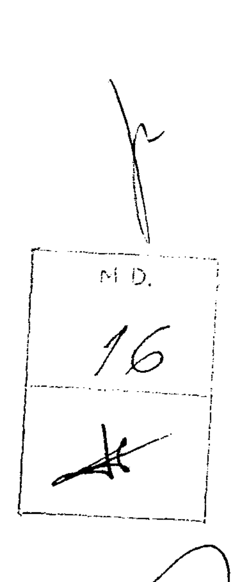
2.3. TIPO Y UTILIZACION DEL AVION

Se trata de un avión ligero, multi-uso, de operación ininterrumpida día y noche, incluso desde campos no pavimentados.

2.4. PROPULSION

Este avión va equipado con dos motores Garrett Airesearch modelo TPE331-10R-513C turbohélice de 925 SHP de potencia mínima garantizada a nivel del mar y condiciones ISA + 9°C.

Los motores van provistos de hélices cuatripalas Dowty Rotol (C) R334/4-82-F/13 de velocidad constante con cambio automático de paso de pala y reversa.



2.5. DISPOSICION INTERIOR

El avión esta previsto para dos tripulantes. Un asiento adicional puede ser instalado, bajo pedido, en la cabina de pilotos para un tercer tripulante.

El avión tiene posibilidad de ser acondicionado en diferentes versiones.



En el portalón de carga y sobre el mismo, si es requerido por el comprador, puede ser instalado el compartimento de equipajes con una capacidad máxima de 400 Kg (880 lbs.).

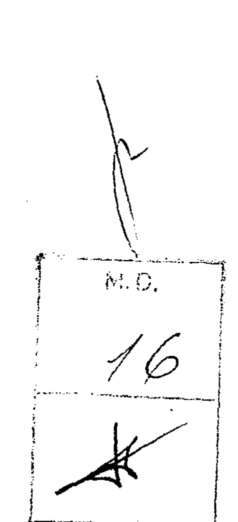
2.6. VARIANTES

Cualquier alteración de las características básicas del avión descritas en esta Especificación Técnica deberá ser indicada en el Contrato de Venta y cualquier incorporación de equipo opcional u otro equipo solicitado por el Cliente, excepto las incluidas en esta Especificación Técnica, quedará sujeta a un acuerdo por separado.

El Cliente deberá facilitar instrucciones de instalación para aquellos equipos que, siendo suministrados por él, deba de instalar el fabricante, con el fin de que éste pueda hacer las provisiones necesarias.

2.7. ABREVIATURAS

A continuación se indican los significados de las abreviaturas utilizadas en esta Especificación Técnica:



a) INTA: Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial

b) FAA: Federal Aviation Administration de los Estados Unidos de America.

c) CASA: Construcciones Aeronáuticas, S.A.

d) FAR: Federal Aviation Regulations promulgadas por la FAA

e) ISO: International Standards Organization.

f) AECMA: Association Européene de Constructeurs de Material Aerospatiale.

g) NACA: National Advisory Commitee for Aeronautics.

h) ARINC: Aeronautical Radio, Inc.



3.0. REQUISITOS DE CERTIFICACION

3.1. CERTIFICACION DE TIPO.

El avión será diseñado y fabricado de acuerdo con los requisitos de certificación españoles.

3.2. CERTIFICACION DE AERONAVEGABILIDAD.

El avión deberá reunir las características necesarias para la obtención del correspondiente Certificado de Aeronavegabilidad y saldrá de fábrica provisto de dicho Certificado.

3.3. REQUISITOS ESPECIALES DEL CLIENTE.

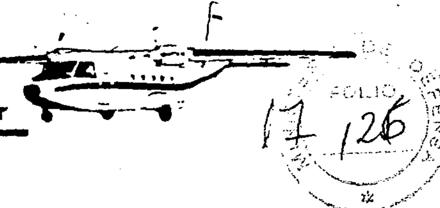
El Cliente queda obligado a informar al Fabricante sobre cualquier equipo especial necesario para satisfacer los requisitos de funcionamiento particulares establecidos por las autoridades correspondientes en su país. Salvo estipulación en sentido contrario, el Cliente deberá responsabilizarse de la obtención de dicho equipo.

3.4. ALTERACIONES OBLIGATORIAS.

M.D. 16

Debido a modificaciones de carácter obligatorio, cambios retrospectivos o interpretación de regulaciones necesarias para la obtención del certificado de Aeronavegabilidad del avión, podría hacerse necesario un reajuste de las características de funcionamiento, pesos, garantías y posibles costos. La introducción de estas modificaciones se regulará según lo especificado en el párrafo C, clausula 10 del contrato.





4.0. SISTEMA DE FABRICACION DEL AVION

4.1. Sistema de Unidades

La estructura del avión será diseñada según el sistema métrico decimal; las tolerancias en las medidas deberán ajustarse al máximo posible a las recomendaciones ISO.

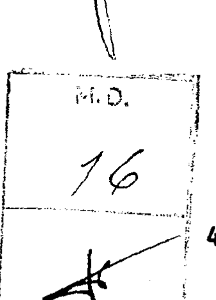
4.2. Normas

Los materiales y piezas utilizados en las construcciones del avión deberán cumplimentar las normas y especificaciones INTA u otras regulaciones generalmente reconocidas y aprobadas en la industria aeronáutica y que sean de aplicación, a la discreción de CASA.

4.3. Especificaciones y Procesos

Los métodos de fabricación utilizados deberán estar de acuerdo con las Especificaciones de Material y Proceso establecidas por CASA y que sean aplicables y estén vigentes en la fecha del Contrato o posteriormente, a la discreción de CASA.

4.4. Requisitos Básicos de Acabado



Los materiales básicos de acabado, colores, etc., serán seleccionados de acuerdo con las especificaciones establecidas por CASA al respecto y aprobadas por el INTA.

4.5. Acabado Exterior

El fuselaje y los estabilizadores serán entregados en la forma especificada por el Cliente. Sujeto a los términos y condiciones del Contrato de Venta al hacer la entrega, deberán tenerse en cuenta la indicaciones del Cliente en cuanto a requisitos especiales de símbolos y marcado.



18 124

5.0. CONDICIONES DE ENTREGA

5.1. PLAZOS DE ENTREGA

Los plazos de entrega deberán estar de acuerdo con los términos del Contrato de Venta.

5.2. SUSTITUCION DE EQUIPOS Y ELEMENTOS

Con el fin de evitar demoras en la producción o entrega o de poder cumplimentar las modificaciones exigidas por las Autoridades de Aeronavegabilidad, el Cliente no deberá denegar al Fabricante sin causa justificada, el derecho a sustituir elementos, accesorios, materiales o diseño por otros equivalentes. Estas modificaciones estarán reguladas por la clausula 10 del contrato.

5.3. INTRODUCCION DE MEJORAS

El Cliente no deberá denegar al Fabricante, sin motivo justificado, el derecho a introducir mejoras en el aspecto, funcionamiento, instalaciones u otras características similares del avión.

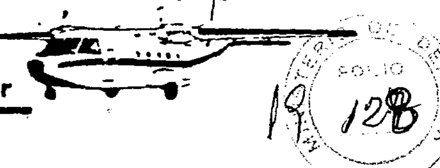
5.4. INFORMACION TECNICA

M. D.
16



Deberá facilitarse información técnica, manuales, datos y dibujos en lengua española o inglesa, de acuerdo con los términos que estipule el Contrato de Venta.







6.0. DIMENSIONES, AREAS Y DATOS GENERALES

6.1. GENERAL

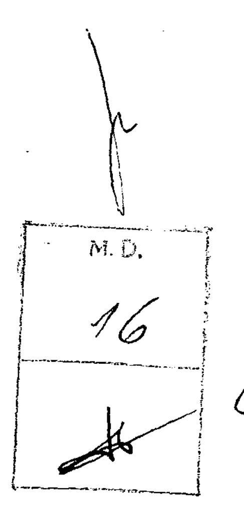
Todas las dimensiones son datos de diseño para un avión estático cuando está cargado al peso máximo de diseño. No deberán ser utilizadas a efectos de inspección.

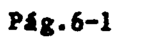
6.2. DIMENSIONES PRINCIPALES

Envergadura	20,25 m	66 ft 5 in
Largo total	16,15 m	53 ft
Alto total	6,30 m	20 ft 8 in

6.3. ALA

Envergadura	20,25 m		66 ft 5 in
Area	42,44 m²		436,8 sq.ft
Envergadura del plano central	7,00 m		23 ft
Cuerda del plano cent.	2,50 m		8 ft 2 in
Cuerda en STA 9500	1,50 m		4 ft 11 in
Cuerda media aerodiná.	2,21 m		7 ft 3 in
Alargamiento		9,16	
Diedro		0º	
Torsión		0º	
Incidencia del ala		2º30'	
Mov.máximo del flap		40º	
Area de los alerones	1,22 m²		13,10 sq.ft
Mov.de alerones		20º	
Perfil aerodinámico		NACA 653218	







6.4. FUSELAGE

Longitud	16,15 m	53 ft
Anchura	2,30 m	7 ft 6,5 in
Altura	2,30 m	7 ft 6,6 in

Dimensiones Internas:

Longitud cabina princ.	6,55 m	20 ft 6 in
Anchura cabina princ. a nivel del suelo (entre cuadernas princ.)	1,75 m	5 ft 9 in
Anchura cabina princ a nivel del suelo (otras posiciones)	1,90 m	6 ft 3 in
Altura cabina princ. (entre cuader.princ.)	1,70 m	5 ft 7 in
Altura cabina princ. (otras posiciones)	1,80 m	5 ft 11 in
Superficie del suelo cabina principal	10,50 m^2	113 sq. ft.
Anchura libre en portalón de carga	1,70 m	5 ft 7 in

Puertas:

Puerta de pasajeros	700 mm x 1580 mm	27,6 in x 62,2 in
Puerta de tripulantes	580 mm x 1105 mm	22,8 in x 43,5 in
Puerta emerg.Tipo III	555 mm x 940 mm	21,85 in x 37 in
Puerta emerg.Tipo II (*)	580 mm x 1117 mm	22,83 in x 44 in

M. D. 16

6.5. ESTABILIZADORES

Estabilizador Horizontal:

Envergadura	8,41 m	27 ft 7 in
Area	12,57 m^2	135,3 sq.ft.

(*) Opcional: Es obligatoria en versiones civiles para más de 19 pasajeros (Ver Apéndice II).



Cuerda en eje de ref.	1,93 m	6 ft 4 in
Cuerda en el extremo	1,04 m	3 ft 5 in
Alargamiento	5,6	
Diedro	0º	
Perfil Aerodinámico	NACA 0012	
Superf.mando altura	2,18 m²	23,5 sq.ft.
Deflexión mando altura	20º(abajo) 30º(arriba)	

Estabilizador Vertical:

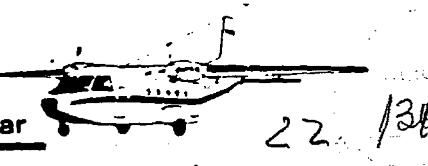
Area	6,27 m²	67,5 sq.ft.
Altura	3,30 m	10 ft 10 in
Cuerda en eje de ref.	2,55 m	8 ft 4 in
Cuerda en el extremo	1,15 m	3 ft 9 in
Alargamiento	1,74	
Estrechamiento	0,451	
Perfil Aerodinámico	NACA 0012	
Superficie mando direc.	2,05 m²	22.07 sq.ft.
Deflexión mando direc.	±27º 30'	

6.6. TREN DE ATERRIZAJE

Neumáticos tren princ.	Goodyear 11.00-12/10 P.R.	
Diámetro	802,6 mm	31,6 in
Presión de inflado	4,08 kg/cm²	58 psi
Neumático tren del.	Goodyear 24x7.7/8 P.R.	
Diámetro	594,4 mm	23,4 in
Presión de inflado	4,08 kg/cm²	58 psi
Vía	3,10 m	10 ft 2 in
Batalla	5,45 m	18 ft

M. D. 16

PROGRAMA VISA C-212



6.7. GRUPO MOTOPROPULSOR

Motor:

Fabricante	Garrett Turbine Engine Co.
Tipo	TPE-331-10R-513C

Hélice:

Fabricante	**Dowty Rotol**	
Número de palas	**4**	
Diámetro	**2,79 m.**	**110 in**
Guarda al suelo estático	**1,437 m.**	**56,57 in**
Guarda al Fuselaje	**201 mm**	**8,27 in**

M.D.
16

PROGRAMA C-212 VISA

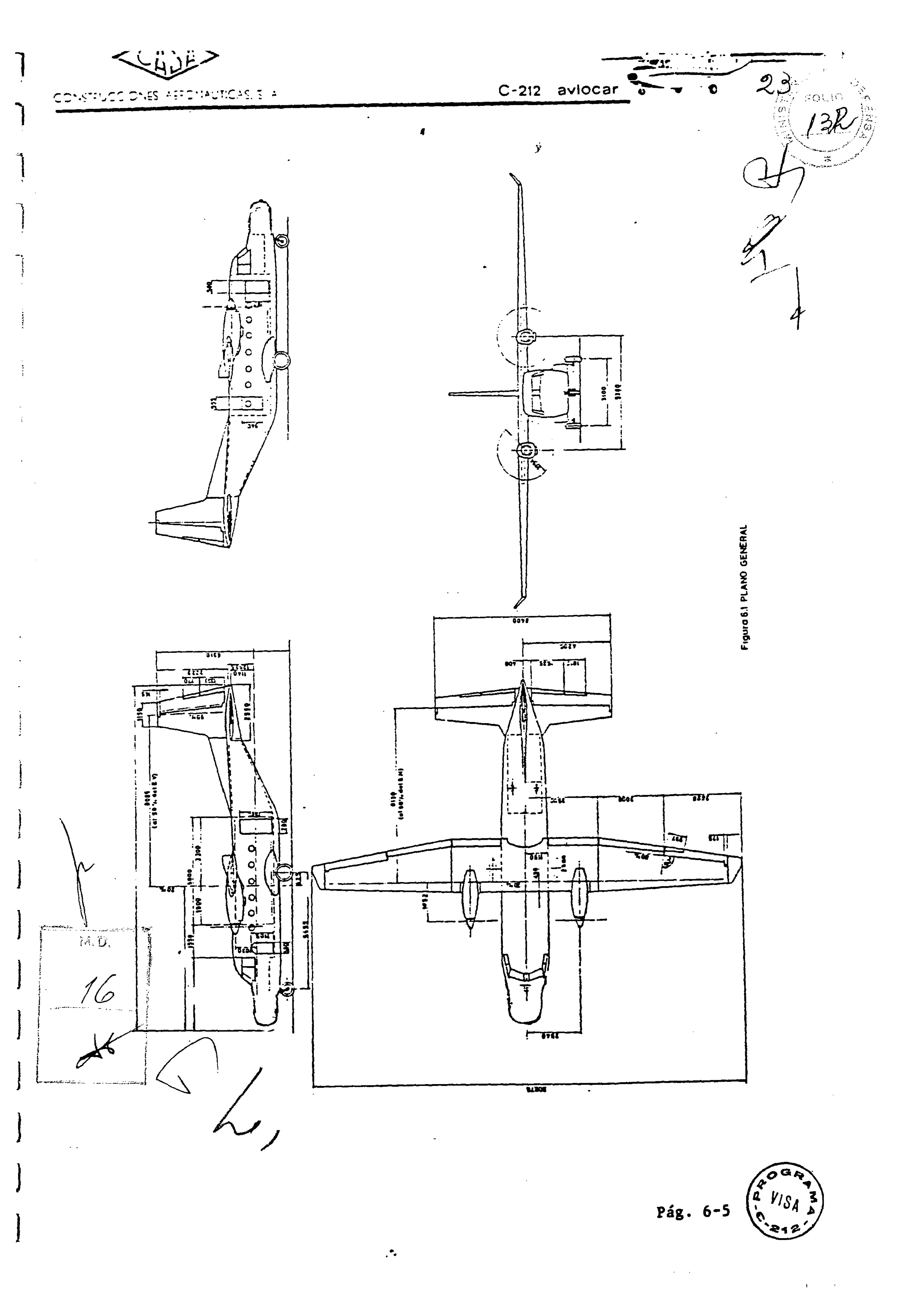


Figura 6.1 PLANO GENERAL

PROGRAMA C-212 VISA

7696mm(303")

9703mm(382")

5685mm(225")

15592(614")

12573mm(495")

DISTANCIAS AL SUELO

HELICE	1285 mm (50,6")
FUSELAJE	500 mm (19,7")
STA 9500	2800 mm (110,2")
BORDE	150 mm (124")
ESTABILIZADOR VERTICAL	6310 mm (248,4")

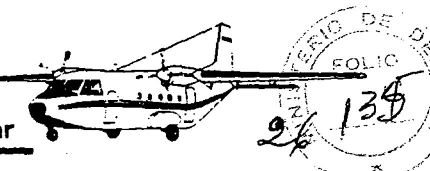
FIGURA 6.2 RADIOS DE GIRO Y DISTANCIA AL SUELO

DISTANCIA A LA LINEA DE REFERENCIA

CUADERNA	L mm	L in	CUADERNA	L mm	L in	CUADERNA	L mm	L in	CUADERNA	L mm	L in	CUADERNA	L mm	L in
1P	210	8 3	1	4100	161,4	11	7116,6	280,2	21	10575	416,3	31	13995	551
2P			2	4460	175,6	12	7482	204,6	22	10950	431,1	32		
3P	790	31,1	3	4820	189,8	13	7847	308,9	23	11325	445,9	33	14475	567,9
4P	1090	42,9	4	5180	203,9	14	8212	323,3	24	11700	460,6	34	14855	584,8
5P	1550	61	5	5540	218,1	15	8476	333,7	25	12055	474,6	35		
6P	2050	80,7	6	5894,3	232	16	8836	347,9	26	12410	488,6	36	15269,6	601,2
7P	2550	100,4	7	6146	242	17	9100	358,3	27	12765	502,5			
8P	2925	115,1	8	6400	252	18	9450	372	28	13114	516,3			
9P	3300	129,9	9	6650	261,8	19	9825	386,8	29	13418	528,3			
10P	3700	145,7	10	6885	271,1	20	10200	401,6	30	13718	540,1			

FIGURA 6.3 ESTACIONES DE FUSELAJE

PROGRAMA C-212 VISA



7.0. INFORMACION DE DISEÑO

7.1. GENERAL

Todos los datos especificados a continuación son cifras medias correspondientes a los aviones de serie.

7.2. PESOS DE DISEÑO

Las cifras de pesos y centro de gravedad reseñadas a continuación no forman parte de esta especificación para propósitos contractuales y son cifras medias estimadas para aviones de serie.

Cualquier garantía específica en lo referente a pesos serán negociadas separadamente con el cliente.

Peso máximo en rampa	7750 Kg.
Peso máximo de despegue certificado	7700 Kg.
Peso máximo de aterrizaje certificado	7450 Kg.
Peso máximo sin combustible	7100 Kg.
Capacidad máxima de combustible	1556 Kg.
Peso vacio de fabricación ± 2% (Este dato se refiere a la versión Patrulla Marítima).	4950 Kg.

Para operaciones militares, el peso de despegue máximo, homologado C.A.S.A. es de 8000 kg.



7.3. LIMITES DEL CENTRO DE GRAVEDAD

Posición más adelantada del C.G.:

Para M.O.E.W.	15% MAC
Para M.T.O.W.	16% MAC

Posición más retrasada del C.G.:

Para todos los pesos	30% MAC

7.4. ACTUACIONES

Los valores dados a continuación son los teóricos correspondientes al avión básico.

7.4.1. Distancias de Despegue

Condiciones I.S.A. nivel del mar, al Peso Máximo certificado al despegue (7700 Kg., 16978 lb.), ambos motores operativos:

- Distancia hasta rotación (sin factorizar) ...... 1329 pies
- Distancia de despegue a 35 ft (sin factorizar).. 2000 pies

7.4.2. Actuaciones de Subida

Condiciones I.S.A., al Peso Máximo al Despegue certificado (7700 kg., 16978 lb.).

- Tiempo en alcanzar 10000 pies .... 7 min.
- Velocidad ascensional a nivel del mar .... 1670 ft/min.
- Techo de Servicio .... 28000 ft.

7.4.3. Velocidades de Crucero

Condiciones I.S.A. a 10000 ft de altitud-presión en atmósfera standard al peso máximo certificado de 7700 kg. (16978 lb.)

- Velocidad Máxima de Crucero .... 198 KTAS
- Velocidad Normal de Crucero .... 193 KTAS
- Velocidad de Máximo Alcance .... 169 KTAS

7.4.4. Distancias de aterrizaje

Condiciones I.S.A. al nivel del mar, sin reversa, al Peso Máximo certificado de Aterrizaje (7450 Kg., 16427 lb.):

- Distancia de aterrizaje desde 50 ft (sin factorizar) .... 1820 ft.
- Distancia desde rotación .... 837 ft.



7.4.5. Alcances

Los alcances para condiciones I.S.A. a 10000 ft de altitud de crucero en condiciones de largo alcance, para Peso Máximo certificado al Despegue de 7700 Kg. (16978 lb.) y con reserva de combustible de 45 min. de espera a 5000 ft son:

- Máxima Carga de Pago .... 250 M.N.
- Máximo combustible .... 848 M.N.

7.5. VELOCIDADES DE DISEÑO

Las velocidades usadas en los casos de diseño con los flaps replegados son las siguientes:

Velocidad máxima de crucero V_C = 375 Km/h. (202 Kts) EAS

Velocidad de diseño en picado V_D = 470 Km/h. (254 Kts) EAS

La velocidad máxima a la cual los flaps pueden ser operados en despegue será de 204 Km/h. (115 Kts) EAS.

la velocidad máxima de aproximación con flaps a 10º será de -- 241 Km/h. (130 kts) EAS.

El criterio de diseño para ráfagas estará establecido de acuerdo con FAR 25.

7.6. FACTORES DE CARGA

Los factores de carga límites en vuelo de maniobras son los siguientes:

- Flaps replegados

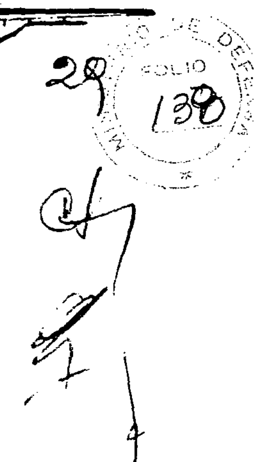
Positivo : 3.00

Negativo : -1.20

- Flaps extendidos

Positivo : 2.0

Negativo : 0.0

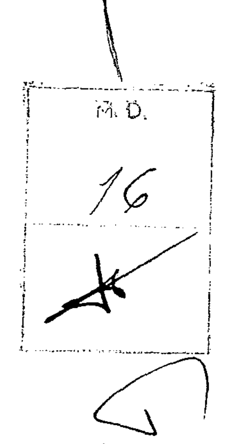


7.7. RESISTENCIA DE LOS PISOS

Las cifras que siguen no deben ser superadas al depositar cargas sobre los pisos del avión. (Ver figura 7.2).

Z O N A	S I T U A D A E N T R E	Cargas máx.admisibles en los pisos de la cabina principal	
		lbs.	kgs.
I	STA 4950 y STA 6030	1665	755
II	STA 6030 y STA 6744.3	1103	500
III	STA 6744.3 y STA 7966.6	1897	860
IV	STA 7966.6 y STA 9062	1687	765
V	STA 9062 y STA 9950	1367	620
A	STA 9950 y STA 11425	882	400
B_1	STA 3400 y STA 4150	1150	520
B_2	STA 4150 y STA 4950	1460	560

Las limitaciones adicionales siguientes deberán ser observadas:



Carga estática máxima en un piso:

440 lb (200 kg)

sin exceder localmente:

28 lb.sq.in (2 kg/cm^2)

Carga estática máxima en un círculo de 20 mm. de diámetro.

300 lb (135 kg)

Carga estática máxima lineal:

470 lb/ft (700 kg/m)



Para vehículos cargados en el avión.

Carga máxima en una sola rueda:

772 lbs (350 kg)

Con presión de inflado máximo de 35 psi.



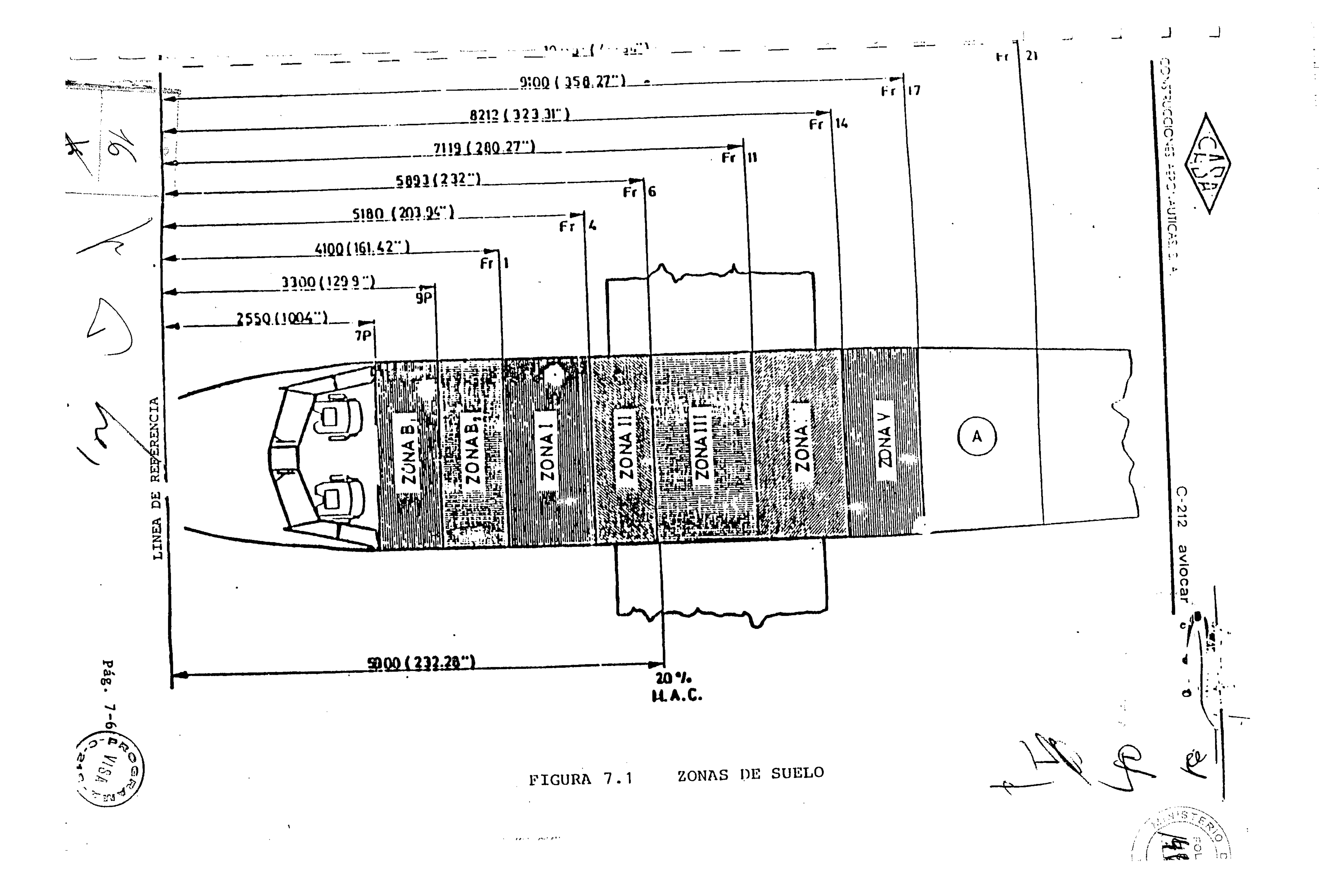


FIGURA 7.1 ZONAS DE SUELO

8.0. ESTRUCTURA

8.1. GENERAL

8.1.1. Materiales y métodos de fabricación

En general, la estructura será de aleación de aluminio. Se emplearán otros materiales donde sea ventajoso su empleo por razones de resistencia, rigidez, peso o vida en fatiga.

Todos los materiales serán protegidos o tratados para evitar la corrosión. Todos los materiales y procesos de fabricación serán aprobados y de acuerdo con las especificaciones del INTA.

8.1.2. Acceso para inspecciones, mantenimiento y reparación

Se establecerán los medios adecuados para dar acceso a todas las partes del avión que requieran inspecciones regulares, mantenimiento o reparaciones.

8.1.3. Ventilación

Todas las zonas de la estructura estarán ventiladas para minimizar la acumulación de vapor de agua, aire viciado o humos.

8.1.4. Drenaje

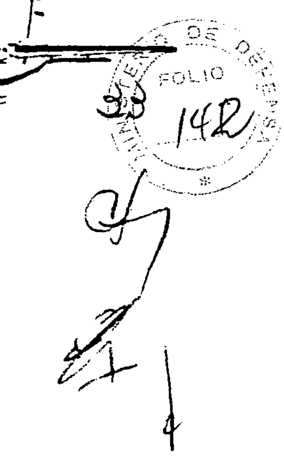
Todas las zonas de la estructura en las cuales pudiera formarse acumulación de agua estarán provistas de drenaje.

8.1.5. Montaje sobre gatos

El avión dispondrá de puntos para montaje sobre gatos en las proximidades de la rueda de morro y en los soportes exteriores de los flaps internos.

Adicionalmente se dispone de los puntos citados en el apartado 8.5.1. para cambio de ruedas.





8.1.6. Remolcado

Un eje hueco será dispuesto en la unidad de proa del tren de aterrizaje para la fijación de una barra de remolcado.

8.1.7. Izado

Se dispondrán puntos de izado en el plano medio, alas exteriores, deriva y motores para permitir el izado de esos elementos.

8.1.8. Nivelación

Se dispondrán puntos de nivelación u otros medios especiales para nivelar el avión, así como puntos de referencia para este fin.

8.2. ALA

8.2.1. General

El ala será de construcción enteramente metálica y de tipo cantilever; consistirá en un plano medio de forma rectangular a la que serán unidas sendas alas exteriores de forma en planta trapezoidal y bordes marginales. El plano medio incluirá la bancada de los motores y los flaps interiores. Las alas exteriores llevarán los flaps exteriores y los alerones.

8.2.2. Plano medio

El plano medio estará constituido enteramente con aleación ligera. Dispondrá de tres largueros y dos cajones de torsión a los que se incorporarán los conjuntos de borde de ataque y borde de salida. Los revestimientos llevarán larguerillos y serán remachados a los largueros y a las costillas.

16

VISA C-212

8.2.3. Alas exteriores

Las alas exteriores serán de construcción enteramente metálica análoga a la del plano central excepto que dispondrán de dos largueros que forman un único cajón de torsión, el cual será usado como depósito de combustible. Las alas exteriores serán fijadas al plano central mediante dos piezas de unión, según la dirección de la cuerda.

8.2.4. Bancadas de los motores y góndolas

La bancada de los motores será una estructura de tubo de acero que sujetará el motor en cuatro puntos a través de amortiguadores y transmitirá a la estructura todas las cargas producidas por el motor y la hélice. La góndola estará construída a base de aleación ligera excepto en determinadas zonas donde se empleará acero de alta resistencia al calor y a la corrosión. Se dispondrán paneles desmontables para permitir acceso al motor con vistas a su mantenimiento.

8.2.5. Flaps y alerones

El borde de salida del ala llevará dos flaps de doble ranura y un alerón a cada lado. Cada flap será de construcción enteramente metálica y estará constituído por un larguero y costillas paralelas a la cuerda, todo ello cubierto por un revestimiento de aleación ligera. Los alerones serán tambien de construcción enteramente metálica y estarán equilibrados aerodinámicamente. El alerón izquierdo llevará un compensador.

M.D. 16

8.3. FUSELAJE

8.3.1. General

La estructura del fuselaje será de construcción enteramente metálica, con larguerillos remachados al revestimiento y cuadernas de chapa tambien remachadas directamente al revestimiento.

El fuselaje anterior, desde STA -850 hasta STA 4950, incluirá la cabina de pilotos y la zona de acceso de pilotos.

El fuselaje central, de forma cilíndrica abarcará desde STA 4950 hasta STA 9950, incluye la cabina de carga principal.

El fuselaje posterior, irá desde STA 9950 hasta STA 16269 e incorporará la puerta trasera de carga.

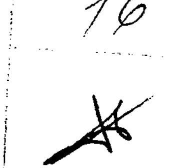
8.3.2. Parabrisas y ventanas

El parabrisas permitirá un amplio campo de visión para ambos pilotos. Dispondrá de protección contra la formación de hielo y limpiaparabrisas.

Se dispondrá en la cabina de pilotos, ventanas de tipo deslizante para permitir visión directa al exterior.

En el departamento de carga se dispondrán trece ventanas, siete en el lado derecho y seis en el lado izquierdo, colocadas aproximadamente a la altura de los ojos del pasajero.

8.3.3. Puertas para pasajeros y tripulación y salidas de emergencia



La puerta de pilotos estará colocada en el lado izquierdo del fuselaje anterior; será rectangular acabada en su parte superior por una semicircunferencia y tendrá unas dimensiones de 580 mm. de ancho por 1105 mm. de alto.

La puerta de pasajeros estará colocada en el lado izquierdo del fuselaje y en la parte posterior de la cabina de carga; tendrá forma rectangular y unas dimensiones de 700 mm. de ancho por 1580 mm. de alto.



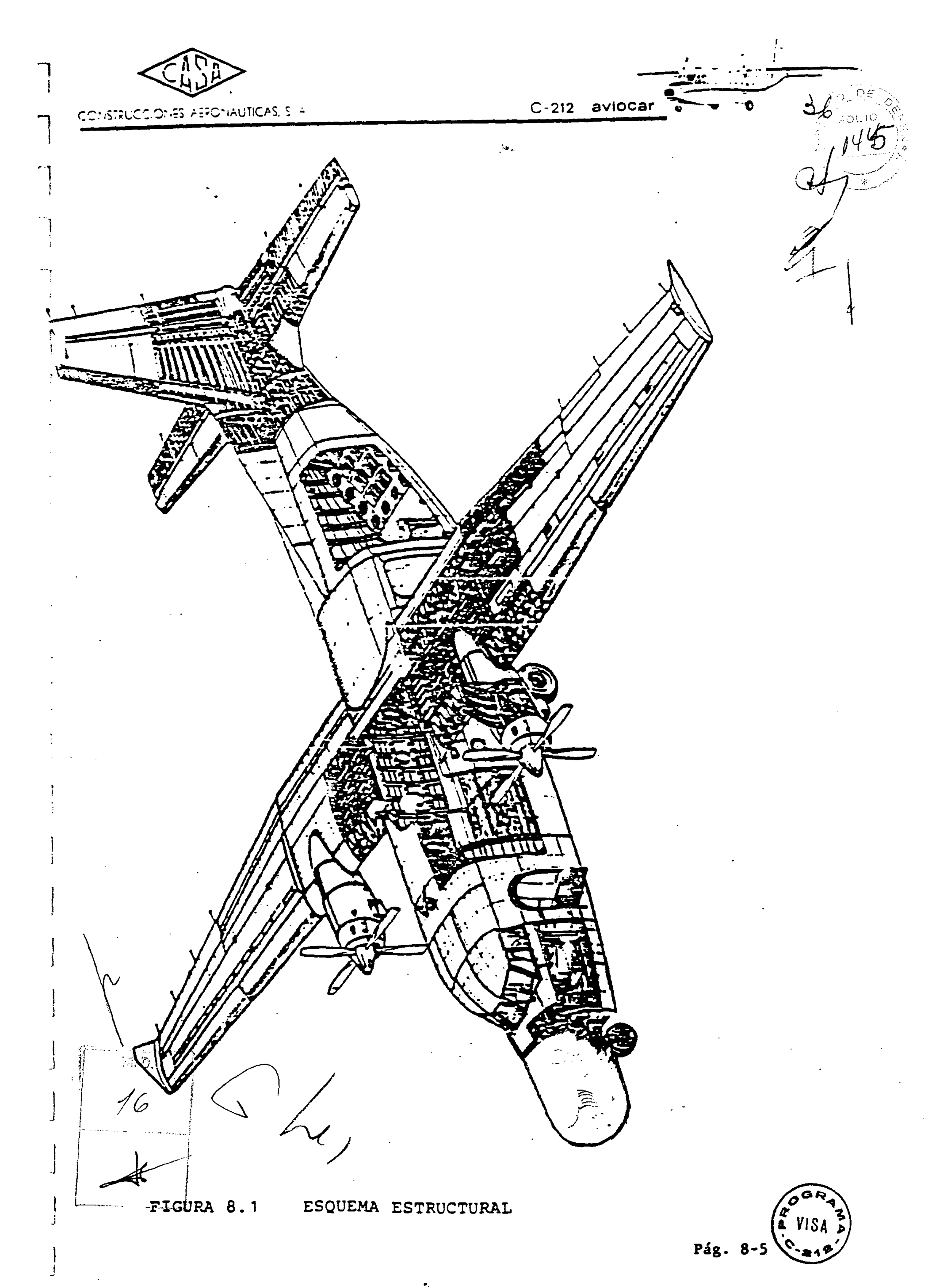


FIGURA 8.1   ESQUEMA ESTRUCTURAL

PROGRAMA VISA C-212

La salida de emergencia (Tipo III según FAR.25) estará situada en el lado derecho de la cabina, frente a la puerta de pasajeros y será de forma rectangular de 555 mm. (21.85 in) de ancho por 940 mm. (37 in) de alto de acuerdo con los requerimientos del FAR 25.

Habrá además otra salida de emergencia, que será una escotilla superior situada en el techo de la zona de acceso de pilotos.

Una puerta de emergencia adicional de Tipo II según FAR.25 se podrá proveer como opcional, para versiones de más de 19 pasajeros. Estará situada en la parte derecha de la sección delantera del fuselaje (zona de acceso de pilotos) enfrente de la puerta de acceso de pilotos.

8.3.4. Puerta trasera de carga

Una gran puerta trasera de carga de forma rectangular estará situada en el fuselaje posterior. Cuando está totalmente abierta proporciona una apertura de 1715 mm. por 3660 mm.

La gran puerta trasera de carga estará formada por dos partes; la parte superior se abrirá hacia el interior del fuselaje mientras que la parte inferior se abrirá hacia el exterior, convirtiéndose en una rampa para acceso al interior, pudiendo ser fijada en diferentes posiciones para facilitar el manejo de la carga y la apertura en vuelo. La parte inferior estará equipada con ruedas.

8.3.5. Pisos

Los pisos serán totalmente desmontables y estarán construídos con paneles nido de abeja de aleación ligera, cubiertos por ambas caras con chapa de aleación ligera.

8.3.6. Radome de proa

El radome de proa se desplaza sobre carriles para permitir un fácil acceso a los sistemas situados por delante del panel de instrumentos. Estará contruido básicamente con material compuesto de fibra de vidrio.



8.4. EMPENAJE

8.4.1. General

El empenaje será de construcción enteramente metálica y estará constituído por deriva, timón de dirección, estabilizador horizontal y dos mandos de altura.

8.4.2. Estabilizador horizontal

El plano fijo horizontal estará constituído por dos planos cantilever amarrados al fuselaje con herrajes montados en sus largueros. Cada plano tendrá una estructura formada por dos largueros, borde de salida, costillas situadas en el sentido de la cuerda y revestimientos.

8.4.3. Mando de altura

Los mandos de altura estarán rígidamente unidos entre si y articulados en el larguero posterior del plano fijo horizontal. Irán equilibrados másicamente. Cada mando de altura irá provisto de un "servotab" y de un compensador mandado desde el puesto de pilotaje.

8.4.4. Deriva

La deriva será estructuralmente similar al plano fijo horizontal y se fijará al fuselaje con herrajes montados en sus largueros.

8.4.5. Mando de Dirección

El mando de dirección será estructuralmente similar al mando de altura, estará equilibrado másicamente y equipado con "servotab" y compensador mandado desde la cabina de pilotaje.



39 148

8.5. TREN DE ATERRIZAJE

8.5.1. General

El tren de aterrizaje será fijo de tipo triciclo. Comprenderá un tren principal y un tren de morro orientable, ambos con neumáticos de baja presión que permitirán al avión operar desde pistas no pavimentadas.

Se proveerán puntos de suspensión sobre gatos en los amortiguadores principales y en la estructura adyacente a las patas.

8.5.2. Tren principal

Cada unidad del tren principal constará de un amortiguador telescópico oleoneumático, una rueda equipada de neumático sin cámara 11.00-12/10 PR inflado a 58 p.s.i. y un freno de disco cuyo funcionamiento se describe en 13.4.

8.5.3. Tren de morro

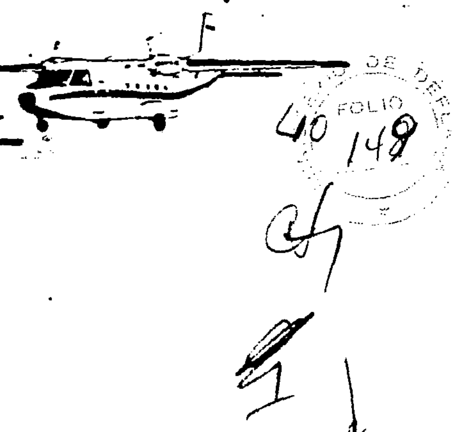
El tren de morro consistirá en una rueda equipada con un neumático sin cámara 24 x 7.7/8 PR inflado a 58 p.s.i., montada en una horquilla situada en una amortiguador telescópico oleoneumático.

Incorporará un sistema de dirección de rueda, operable en un margen de ± 45° por medio de un actuador hidráulico, cuyo funcionamiento se describe en 13.5.

Se dispondrá de un s·stema anti-shimmy.

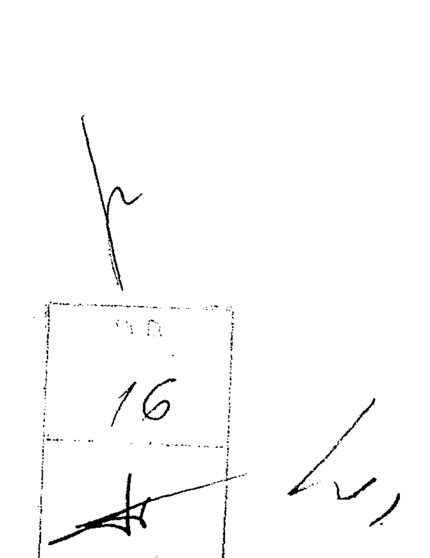
16





8.5.4. Frenos

Un sistema de frenos de disco operado hidráulicamente será incorporado en las unidades del tren principal y será capaz de frenado diferencial para colaborar con el sistema de dirección. Los frenos serán controlados con los pedales del mando de dirección, para operación normal y con una palanca para aparcamiento y operación de emergencia.



9.0. GRUPO MOTOPROPULSOR

9.1. GENERAL

El avión estará equipado con dos motores turbohélices montados en góndolas soportadas por el plano medio.

Cada planta de potencia comprenderá: motor, hélice, bancada del motor y capot, mandos de motor y control, instalación eléctrica, etc.

9.2. MOTOR

El avión irá equipado con dos motores GARRETT TPE331-10R-513C con entrada de aire por la parte anterior inferior del motor, compresor centrífugo de dos escalones, cámara de combustión anular de flujo inverso. La turbina de tres escalones axiales accionará el compresor, reductor y accesorios. La eyección de los gases se hará por una tobera por la parte posterior del motor.

Las performances del motor se ajustan a la Especificación de GARRETT Nº 21-3121-D. Las principales características y limitaciones del motor están indicadas en el "Type Certificate Data Sheet E4WE".

La potencia máxima del motor ya instalado está limitada (flat rated) a 900 SHP a nivel del mar, condiciones estáticas hasta 24°C (75°F).

El motor irá equipado con un sistema APR (Automatic Power Reserve) el cual automáticamente aumentará la potencia del motor en caso de fallo de un motor durante el despegue en este caso la potencia máxima del motor está limitada a 925 SHP a nivel del mar, condiciones estáticas hasta 28°C (82°F).

ACTUACIONES A NIVEL DEL MAR, ISA, PUNTO FIJO

Condiciones de Potencia	ESHP	SHP	Temper. Descarg. Turbina	Régimen Hélice RPM	Empuje Residual lb	Consumo Especif. lb/ESHP-h	Consumo Horario lb/h
Despegue(5 min.)	944	900	565°C	1591	110	0,550	519
Máx. Contínua	944	900	565°C	1591	110	0,550	519
APR (5 min.)	944	925	591°C	1591	110	0,550	519

El motor llevará incorporado los siguientes accesorios y sistemas:

- Sistema de combustible del motor.
- Sistema de lubricación.
- Unidad de gobierno de hélice y unidad de control de paso de hélice.
- Sistema limitador de par y temperatura.
- Medición de temperatura EGT y unidad Single Red Line (SRL.
- Unidad de ignición.
- Sensor de par motor y sensor de par negativo.
- Sistema anti-hielo del motor.
- Generador arrancador.
- Opcionalmente, el motor puede ir equipado con un kit de anticontaminación si es requerido (Ver Opcionales Apéndice II).

El motor estará preparado para operar con los combustibles especificados por el fabricante, en el Manual de Instalación.

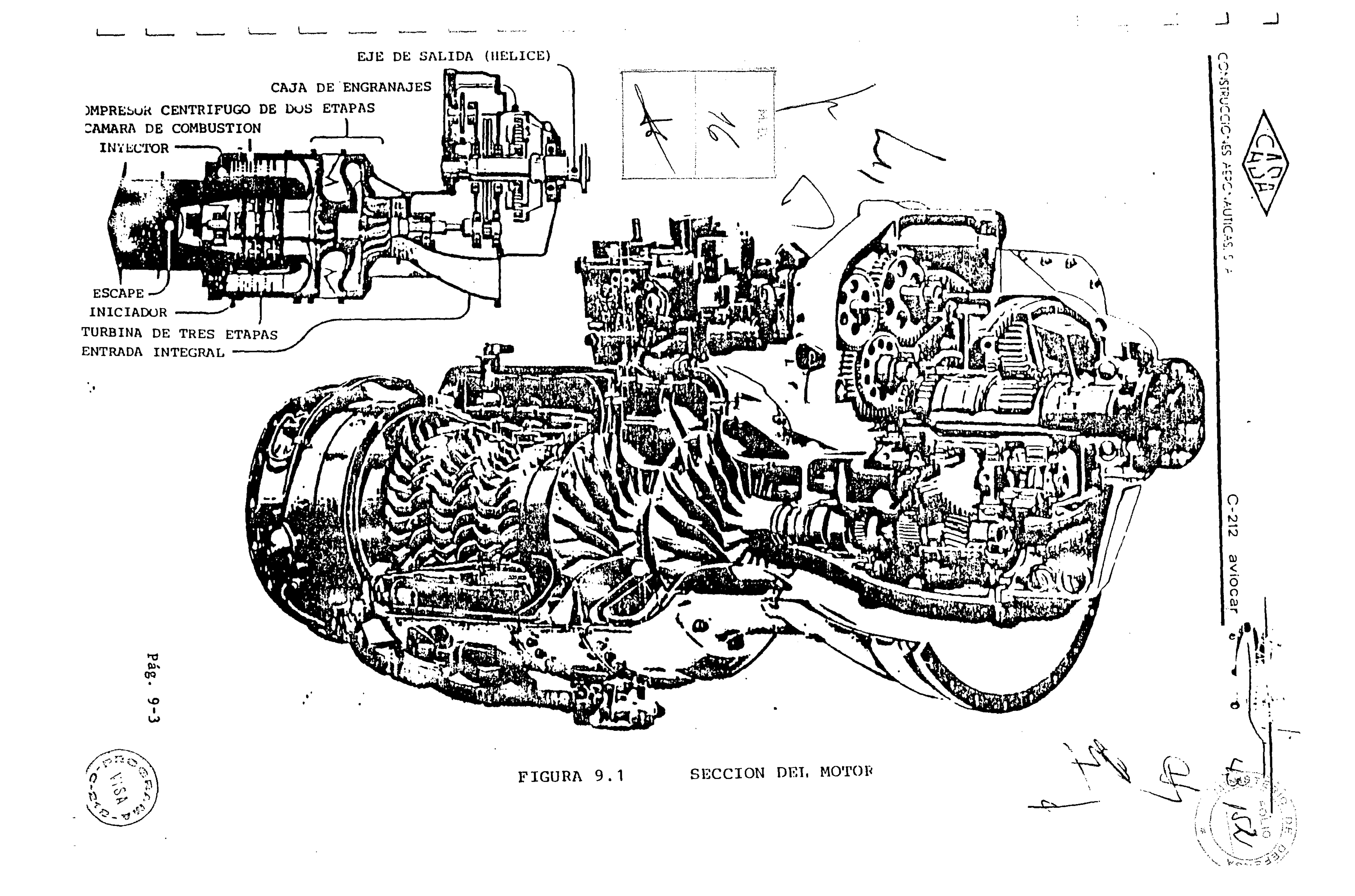
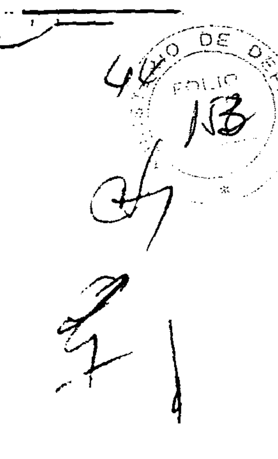
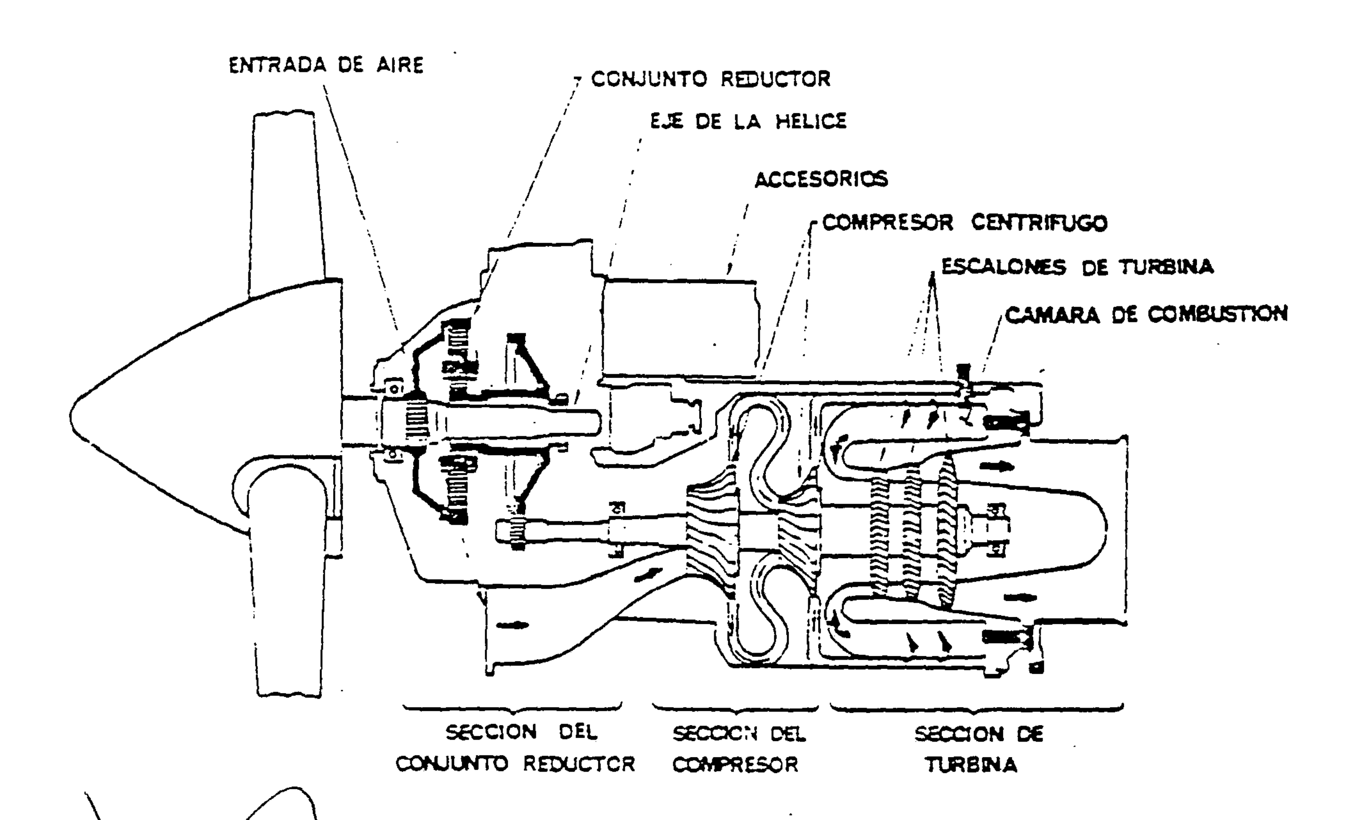


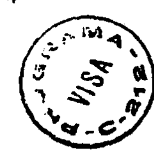
FIGURA 9.1 SECCION DEL MOTOR





16

FIGURA 9. 2 ESQUEMA DEL MOTOR



9.3. HELICE

La hélice instalada será la Dowty Rotol (C) R334/4-82-F/13 de 110 in de diámetro. La hélice será de cuatro palas siendo el ángulo de paso de éstas, controlado hidráulicamente y por muelles y contrapesos.

La hélice se puede poner en bandera y se dispondrá de una bomba de salida de bandera. Las hélices irán previstas igualmente de un mecanismo para bloqueo en paso de par mínimo para el arranque.

9.4. MANDOS DE MOTOR Y HELICE

Llevará mandos mecánicos con transmisión por cable o flexibles, desde la cabina de pilotos a las barquillas, para los accionamientos siguientes:

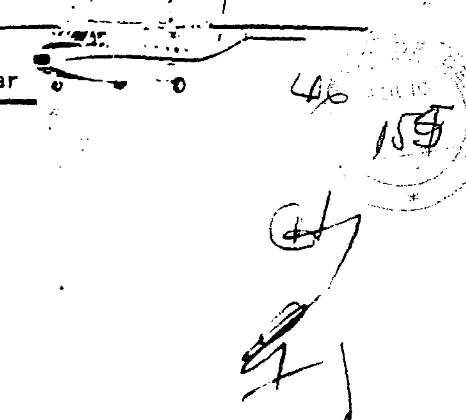
- Mandos de Potencia.
- Mandos de Revoluciones.
- Mandos de puesta en bandera y corte de combustible.

El control del motor y la hélice tiene dos modos de funcionamiento según sea en vuelo o en tierra, siendo éstas el Modo de Gobierno de hélice y el Modo Beta respectivamente.

En el Modo Gobierno de hélice la palanca de potencia debe de encontrarse en el sector de vuelo. La palanca de RPM selecciona las r.p.m. entre el 96 y 100% y el Regulador de hélice selecciona el paso de las palas requerido para absorber la potencia del motor seleccionada con la palanca de potencia.

En el Modo Beta la palanca de potencia se encuentra entre F.I. y Max.Reversa, seleccionando directamente el paso de las palas. La palanca de RPM selecciona las rpm entre 65 y 96% y el Regulador de baja velocidad proporciona la potencia necesaria.

La palanca de potencia estará equipada con gatillos de seguro para pasar al sector tierra.



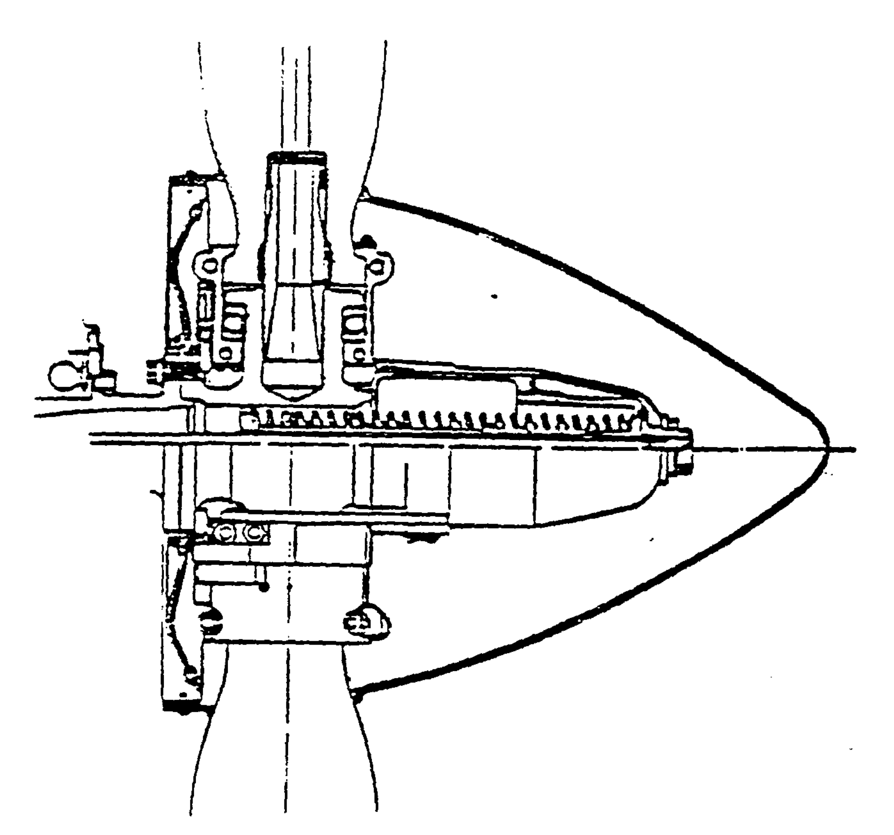


FIGURA 9.3 VISTA EN SECCION DE LA HELICE

16



PALANCA R.P.M

PALANCA POTENCIA

FIGURA 9.4 SISTEMA DE MANDOS DE POTENCIA Y R.P.M.



PUESTA EN BANDERA

LLAVE MANUAL DE COMBUSTIBLE

LLAVE AUTOMATICA DE COMBUSTIBLE

PALANCAS DE CONTROL

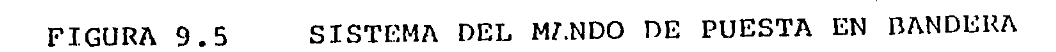
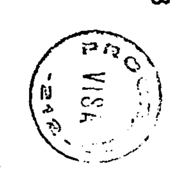


FIGURA 9.5 SISTEMA DEL MANDO DE PUESTA EN BANDERA

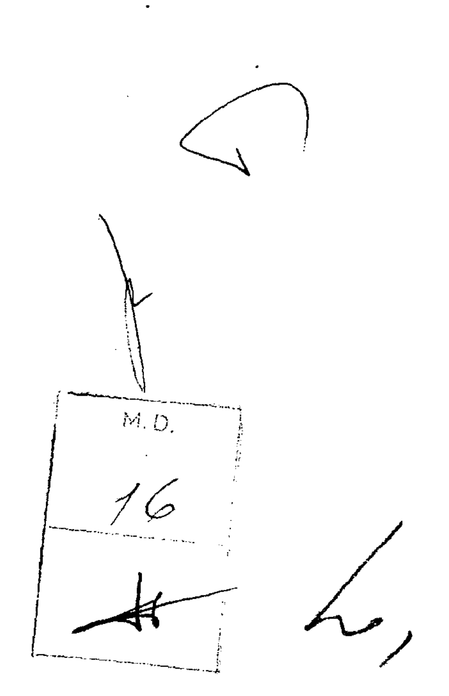


9.5. BANCADA Y CAPOTS

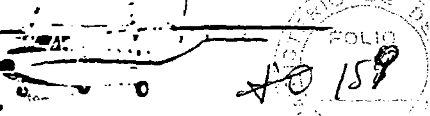
Toda la góndola del motor estará soportada por medio de las bancadas anterior y posterior fabricada con tubos de acero con terminales roscados reglables. El motor estará soportado en cuatro puntos por intermedio de uniones antivibratorias de rigidez adecuada.

Un mamparo cortafuegos de acero inoxidable separará la góndola anterior de la posterior.

Los capots cubrirán toda la góndola del motor. El diseño de los capots será tal que permitirá el acceso rápido a todas las zonas del motor para facilitar el mantenimiento y las inspecciones.



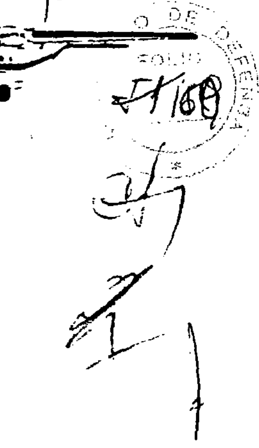




M.D. 16

FIGURA 9.6 CAPOTS DEL MOTOR

PROGRAMA VISA 212



10.0. SISTEMA DE ACEITE

10.1. GENERAL

El sistema de aceite será una parte integral del motor. El aceite lubricará todos los cojinetes y engranajes del motor. El sistema proporcionará igualmente presión de aceite para el Regulador de Hélice y al sistema sensor de par motor.

El sistema está compuesto básicamente por un depósito de aceite, una bomba de presión y tres de retorno, un filtro con válvula bypass, válvula limitadora de presión, un cambiador de calor aceite-combustible, una válvula solenoide de entrada de aire para facilitar el arranque, un detector magnético de partículas metálicas, un radiador de aceite, conexiones para los indicadores de presión y temperatura y las canalizaciones necesarias de unión y drenaje.

10.2. DEPOSITO DE ACEITE

El depósito de aceite tendrá una capacidad de 6 litros y estará situado en la parte inferior del motor. El depósito será de acero inoxidable a prueba de fuego. Incorporará una boca de llenado con varilla calibrada, un tapón de drenaje, una salida de ventilación al exterior y otra en conexión con el carter del reductor, una conexión a la bomba de salida de bandera y en su interior estará situado el cambiador de calor aceite-combustible.

10.3. RADIADOR DE ACEITE

El radiador de aceite irá colocado en la parte inferior de la góndola de motor, con entrada y salida de aire independiente.

El radiador mantendrá la temperatura del aceite dentro de los límites adecuados, en todas las condiciones de operación. Además de un drenaje, el radiador incorporará una válvula de control de temperatura.

M.O. 16



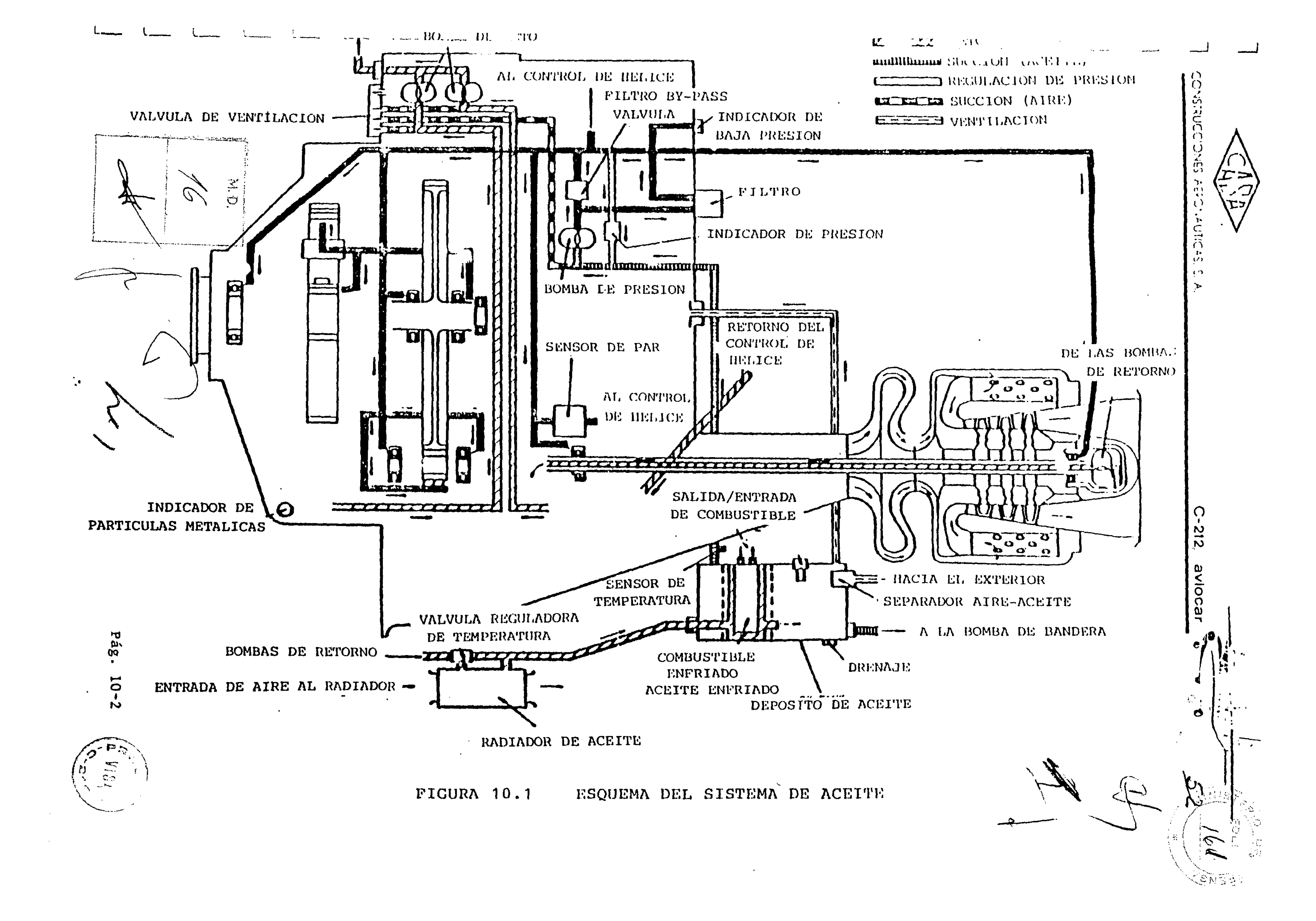


FIGURA 10.1 ESQUEMA DEL SISTEMA DE ACEITE

11.0. SISTEMA DE COMBUSTIBLE

11.1. GENERAL

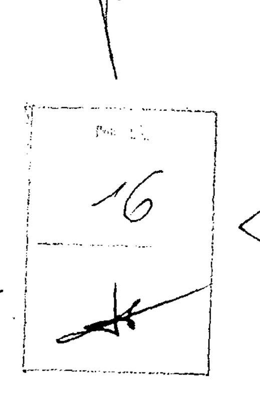
El Sistema de combustible consistirá en dos sistemas independientes colocados simétricamente en ambas alas del avión y una tubería entre ambos sistemas que permite la alimentación cruzada.

En circunstancias normales cada sistema alimentará su correspondiente motor. En cualquier emergencia ambos motores pueden ser alimentados por un sólo sistema accionando la llave de alimentación cruzada.

Cada sistema estará equipado con los siguientes subsistemas:

- Depósitos de combustible.
- Llenado y vaciado.
- Alimentación y transvase.
- Indicación de combustible.
- Ventilación y limitación de presión.

11.2. DEPOSITOS DE COMBUSTIBLE



Los depósitos son integrales y están constituídos por el cajón central de torsión de las semialas, convenientemente sellado entre las costillas correspondientes a las estaciones 3500 y 9040.

En la estación 6700 hay un mamparo estanco que divide al cajón de torsión en dos partes, la más próxima al plano medio constituye el depósito principal y la otra el auxiliar.



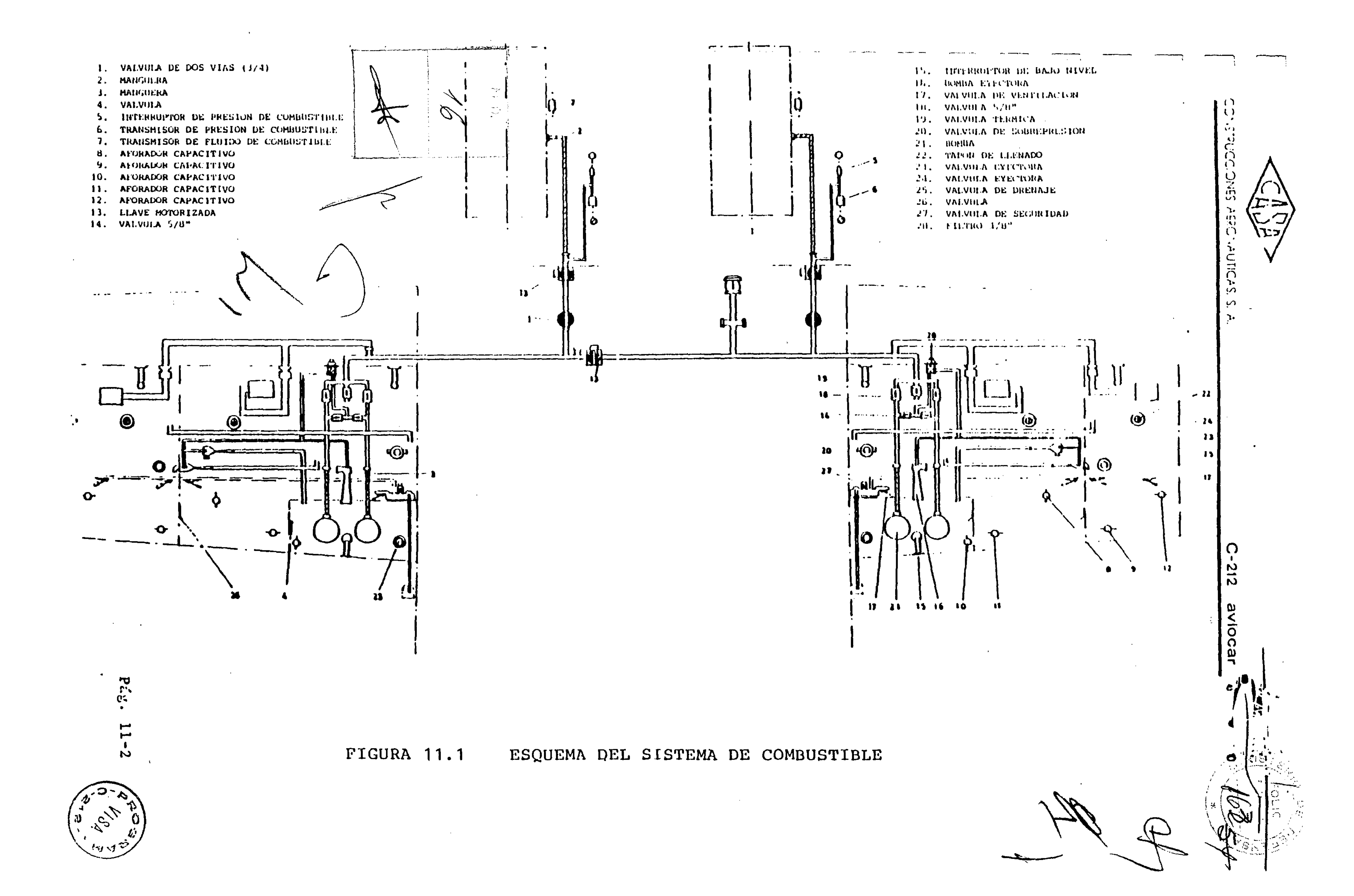


FIGURA 11.1 ESQUEMA DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE

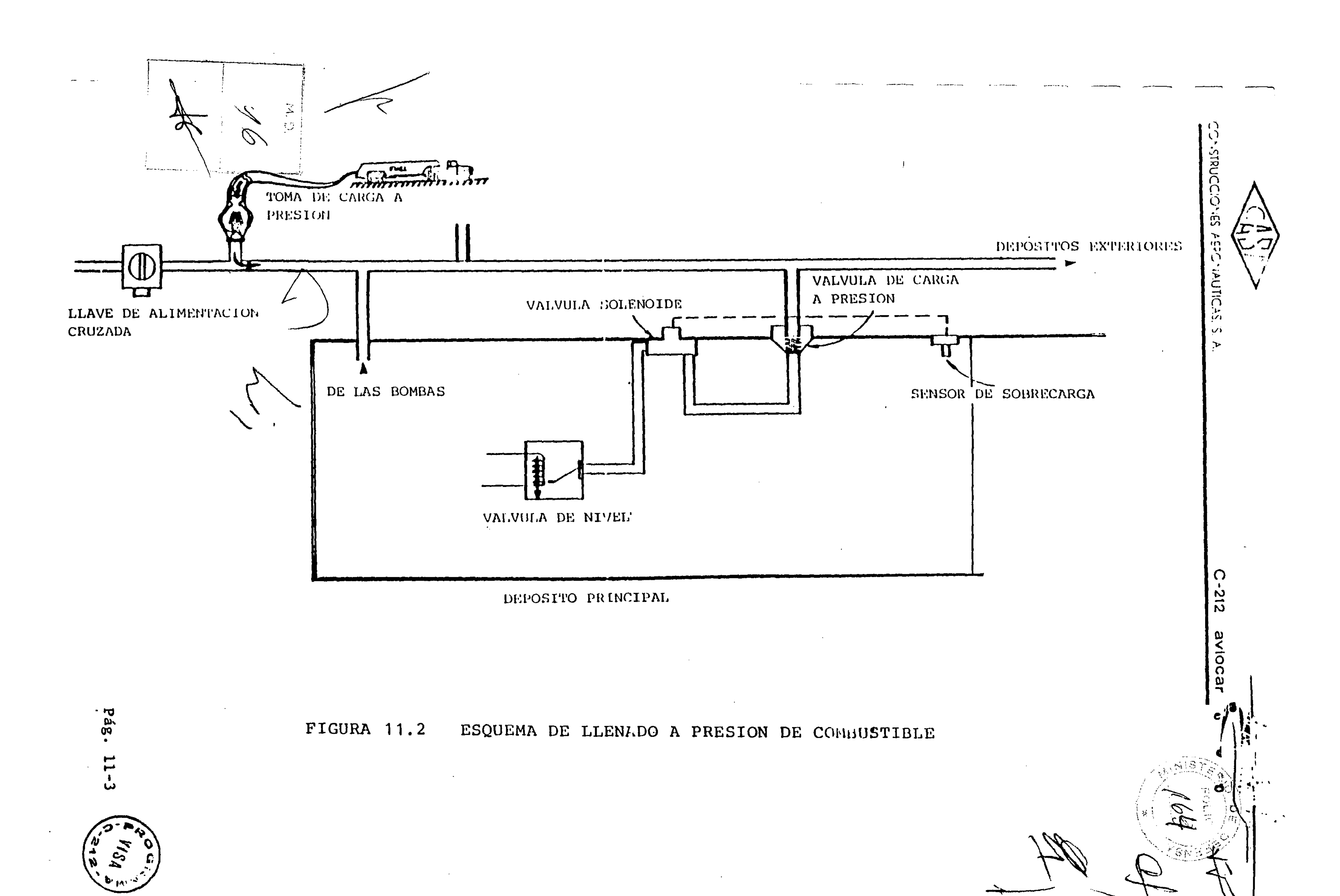
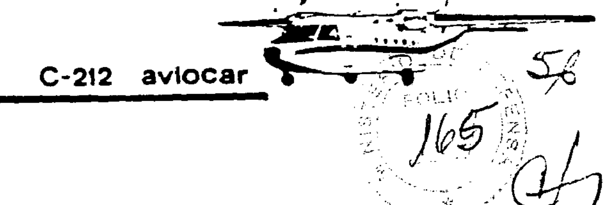


FIGURA 11.2 ESQUEMA DE LLENADO A PRESION DE COMBUSTIBLE





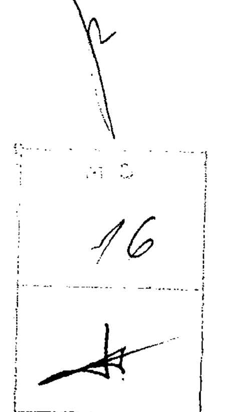
Las capacidades de cada uno de ellos, sin contar el espacio para ventilación ni el combustible no drenable, son las siguientes:

Cantidad	Descripción	Capacidad total unitaria (dm^3)	Capacidad útil unitaria (dm^3)
2	Depósito principal	720	700
2	Depósito auxiliar	300	300
TOTAL		2040	2000

Cada depósito principal tendrá un depósito nodriza el cual será alimentado por medio de bombas eyectoras. En el nodriza irán colocadas dos bombas de combustible, un interruptor de bajo nivel de combustible y una válvula de drenaje.

11.3. LLENADO Y VACIADO

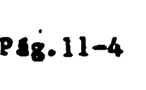
Los depósitos principales podrán ser llenados por gravedad o si es requerido por un sistema de llenado a presión (ver opcionales Apéndice II). El vaciado de los depósitos se realizará por válvulas de drenaje.



11.4. ALIMENTACION Y TRANSVASE

Cada motor dispondrá de un subsistema de alimentación con dos bombas de combustible, formadas por un motor de corriente continua y montadas sobre un registro en el interior del depósito nodriza. La alimentación al motor se realizará a través de una válvula antirretorno, una válvula de cierre de combustible manual y una válvula de cierre de combustible eléctrica.









La transferencia de combustible desde el depósito auxiliar al principal y de éste al nodriza se realizará por bombas de eyección y por válvulas de retención. Un filtro de combustible limpiará el combustible de las válvulas de eyección.

Las bombas de eyección estarán diseñadas para proporcionar más combustible que el usado por el motor, permaneciendo por tanto siempre lleno el depósito principal mientras el auxiliar se vacía.

11.5. INDICACION DE COMBUSTIBLE

El sistema de medición de combustible será de tipo capacitivo con cinco aforadores en cada conjunto de depósito; uno en el nodriza, dos en el principal y dos en el auxiliar.

Dentro del depósito nodriza irá un interruptor de bajo nivel de combustible que dará un aviso en la cabina de pilotos cuando quede combustible para 30 minutos de vuelo.

El avión podrá ir dotado de totalizadores de combustible si es requerido por el cliente (Ver Catálogo de Opcionales, Apendice II).

11.6. VENTILACION Y LIMITACION DE PRESION

Los depósitos estarán adecuadamente ventilados por medio del correspondiente subsistema de ventilación, el cual mantendrá una presión adecuada en el interior del depósito para todas las condiciones de operación: llenado, vaciado, subidas, descensos y crucero. El sistema de limitación de sobrepresión mantendrá la presión en el interior del depósito dentro de los límites estructurales.

16







12.0. MANDOS DE VUELO

12.1. GENERAL

Los mandos de vuelo del avión estarán divididos en mandos principales y mandos secundarios.

Los mandos principales serán los de actuación del timón de profundidad, timón de dirección y alerones.

Los mandos secundarios consistirán en los compensadores de los mandos citados y los flaps.

Cada sistema comprenderá el mando de control, el mecanismo de transmisión y la correspondiente superficie de mando.

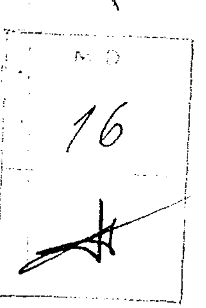
Los mandos de control principales se hallarán situados en la cabina de pilotos en configuración convencional y estarán duplicados e interconectados entre si de forma que podrán operarse desde ambos puestos de pilotaje.

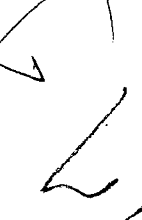
El control de los compensadores se hará mediante volantes situados convencionalmente en el pedestal central.

El control de flaps se hará por medio de una palanca situada en el pedestal central que actuará el correspondiente sistema hidráulico.

12.2. SISTEMA DE MANDO DE PROFUNDIDAD

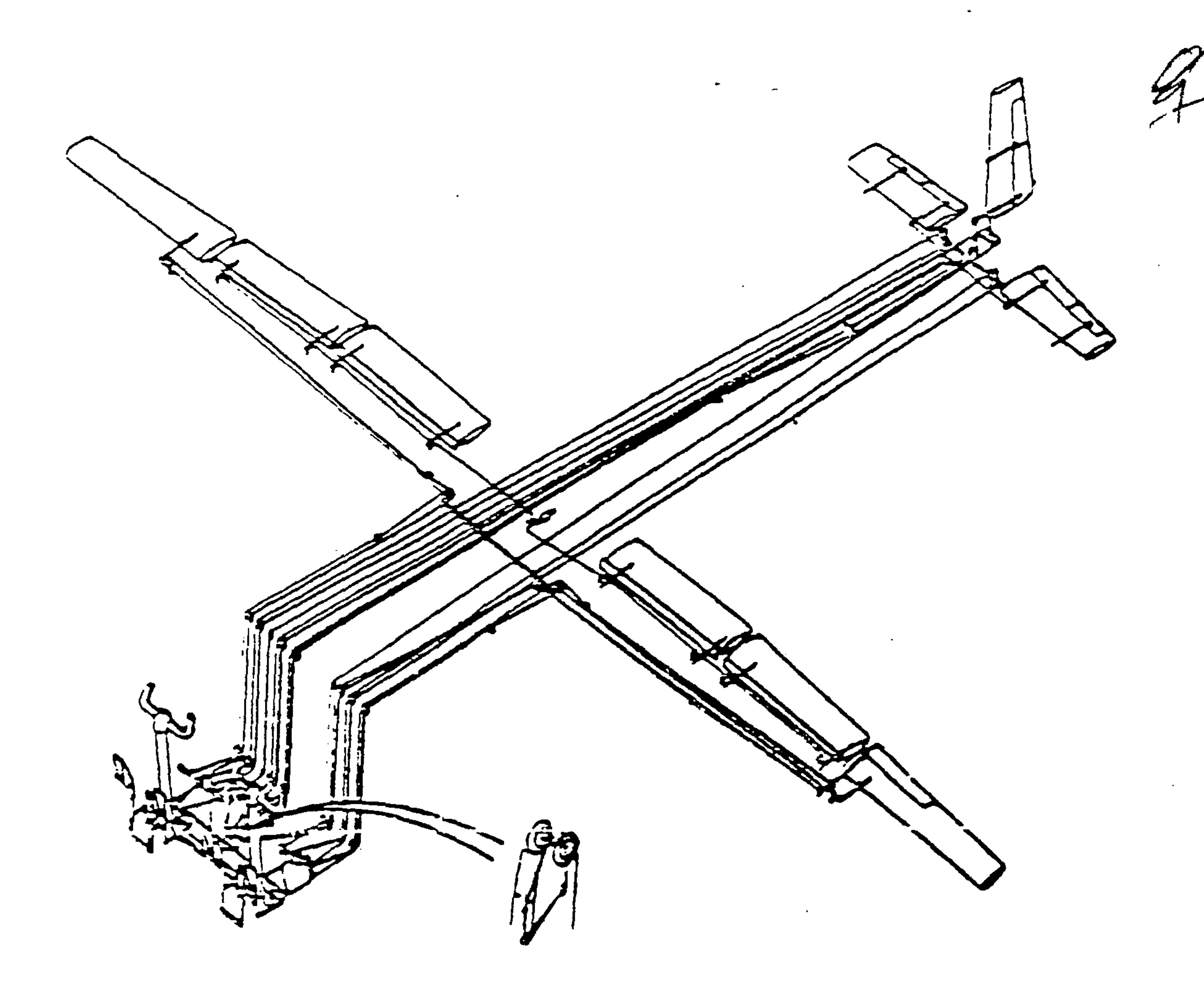
12.2.1. Timón de Profundidad





El timón de profundidad se controlará desde cualquiera de las dos palancas de control, articuladas en su extremo inferior e interconectadas entre si. Se transmitirá la actuación mediante barras, sectores y sistema duplicado de cables hasta el tubo de interconexión de ambos timones.





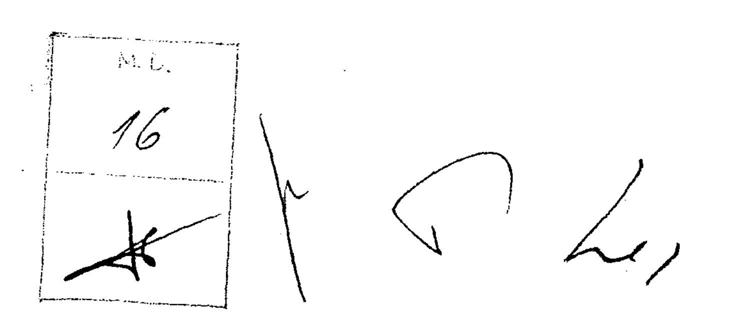


FIGURA 12.1 ESQUEMA DEL SISTEMA DE MANDOS DE VUELO



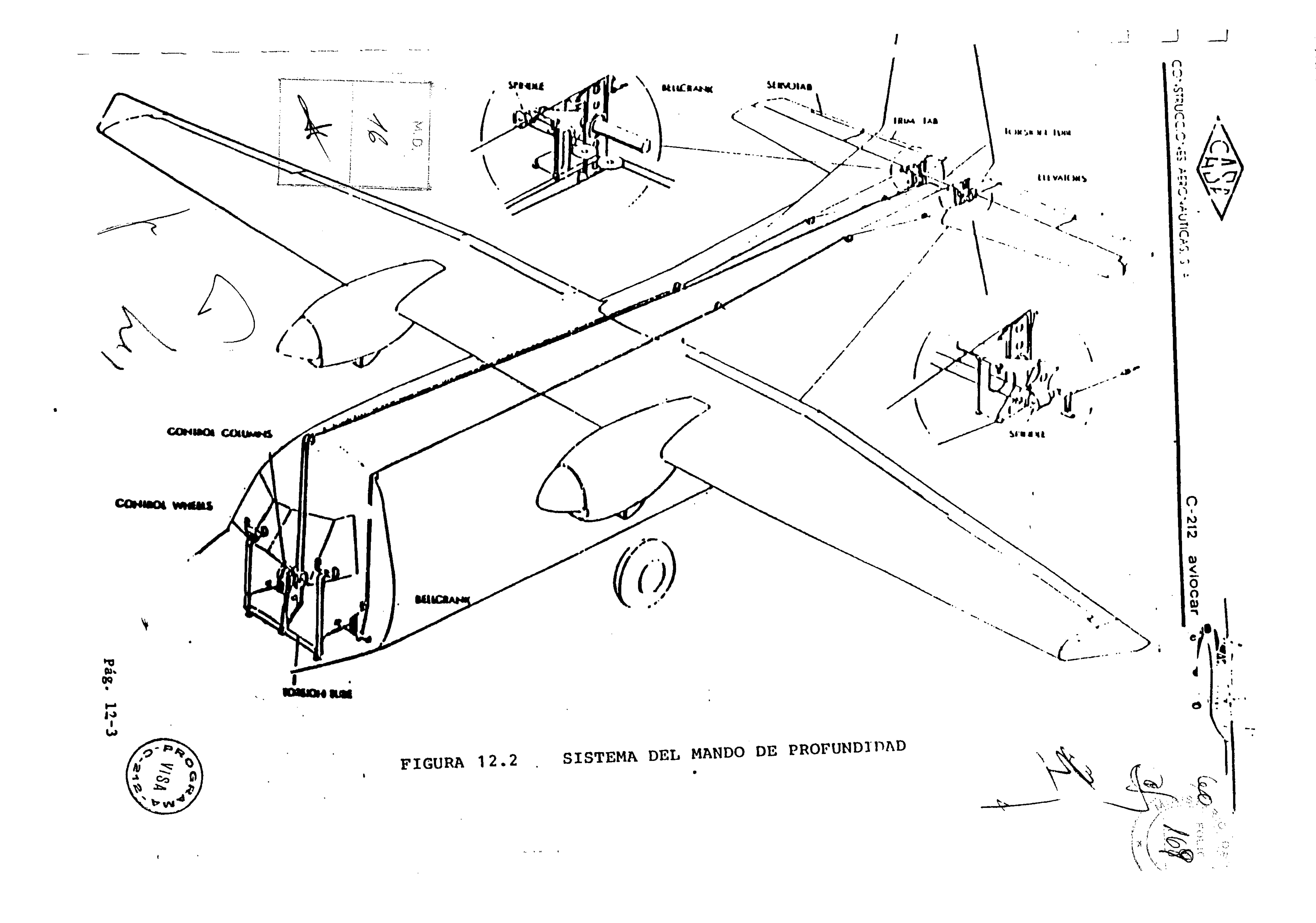


FIGURA 12.2 SISTEMA DEL MANDO DE PROFUNDIDAD

PROGRAMA C-212 VISA

12.2.2. Compensadores de Profundidad

Cada timón de profundidad estará provisto de dos compensadores articulados al falso larguero.

Los compensadores interiores serán de equilibrado y se operarán por medio de los volantes de compensación en profundidad, situados en ambos lados del pedestal central, en donde se dispondrá de indicación de su posición.

Los dos compensadores exteriores estarán montados en servo para reducir los esfuerzos de los pilotos.

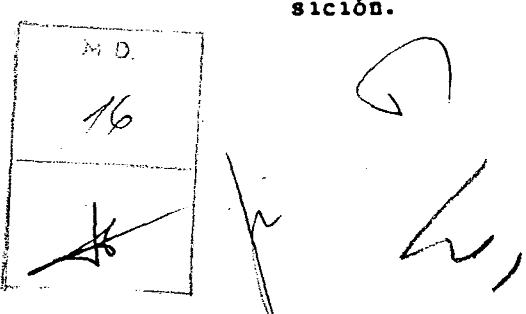
12.3. SISTEMA DEL MANDO DE ALABEO

12.3.1. Alerón

Los alerones se controlarán utilizando los volantes montados sobre un eje engranado, situados al extremo de cada una de las dos palancas de control de profundidad, a través de ejes de torsión, reenvíos interconectados entre si, barras, sectores y sistema duplicado de cables hasta unos sectores interconectados en el plano medio, desde los cuales partirá un sistema de cables hasta el mecanismo de actuación de cada alerón.

12.3.2. Compensador de alabeo

El mando de alabeo dispondrá de un compensador localizado en el alerón izquierdo. Su control se realizará por medio del correspondiente volante situado en la cara frontal del pedestal central, que estará dotado de la correspondiente indicación de posición.





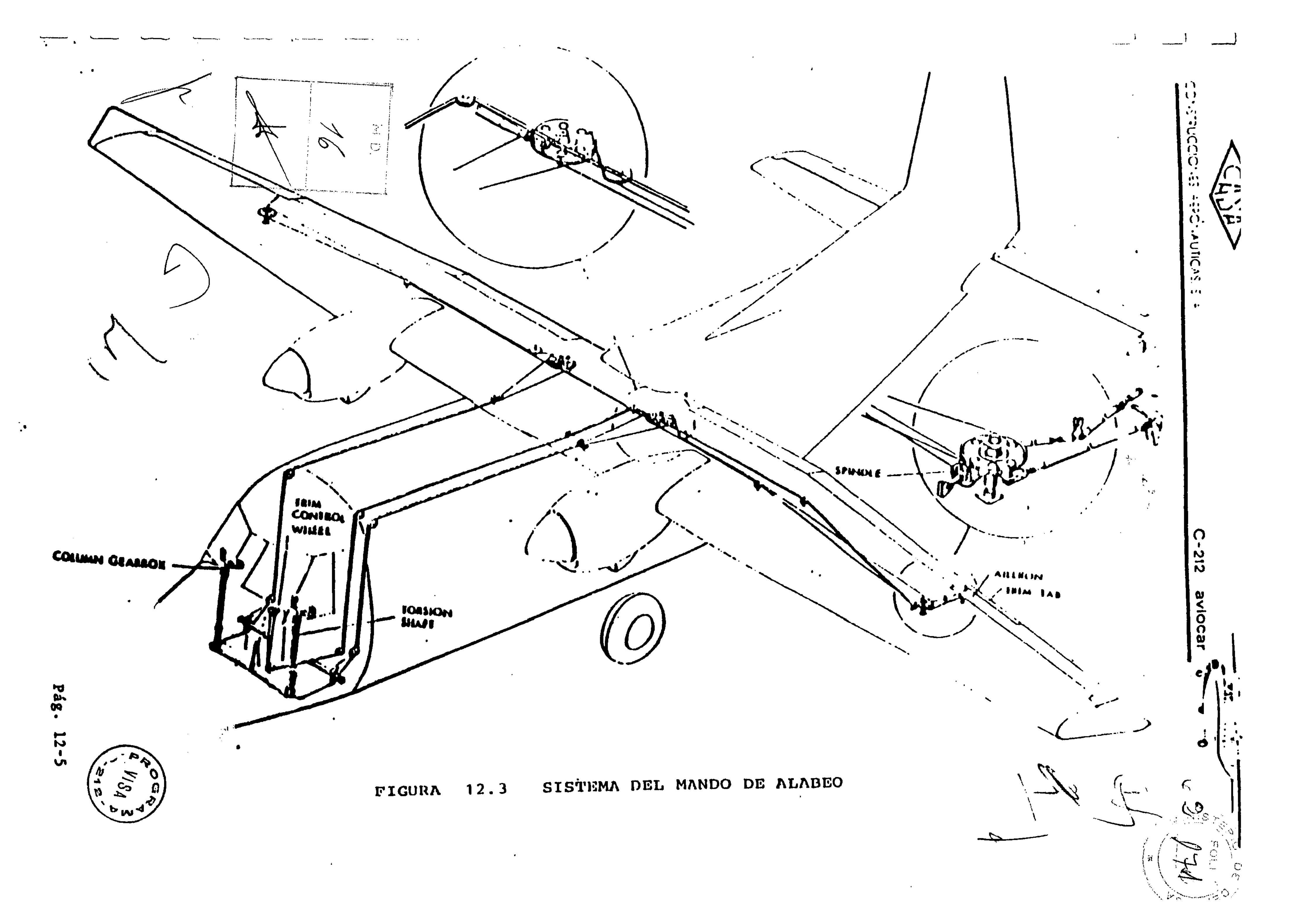


FIGURA 12.3 SISTEMA DEL MANDO DE ALABEO

12.4. SISTEMA DEL MANDO DE DIRECCION

12.4.1. Timón

El timón se controlará desde los puestos de pilotaje por medio de dos pares de pedales. Cada par de pedales estará conectado a unas palancas que a su vez operarán sobre un sector del que partirá un sistema de cables hasta el mecanismo de actuación del timón. Los dos sectores estarán interconectados por una barra que sincronice el movimiento de ambos pares de pedales.

Se dispondrá de un mecanismo de ajuste de posición mediante manivela para cada par de pedales.

12.4.2. Compensador de Dirección

El timón estará provisto de dos compensadores articulados sobre el falso larguero de aquél.

El compensador inferior será de equilibrado y se controlorá a través de un volante situado en la parte superior del pedestal central, donde se dispondrá de un indicador de posición.

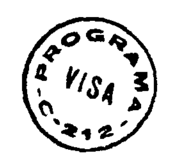
El compensador superior estará montado en servo para reducir los esfuerzos de los pilotos.

12.5. BLOQUEO TRIPLE DE MANDOS

Se dispondrá de un sistema para poder bloquear simultáneamente en su posición centrada a las tres superficies de mando principales, cuando el avión esté en tierra.

La actuación se hará por medio de una palanca situada en el lateral derecho del pedestal central.





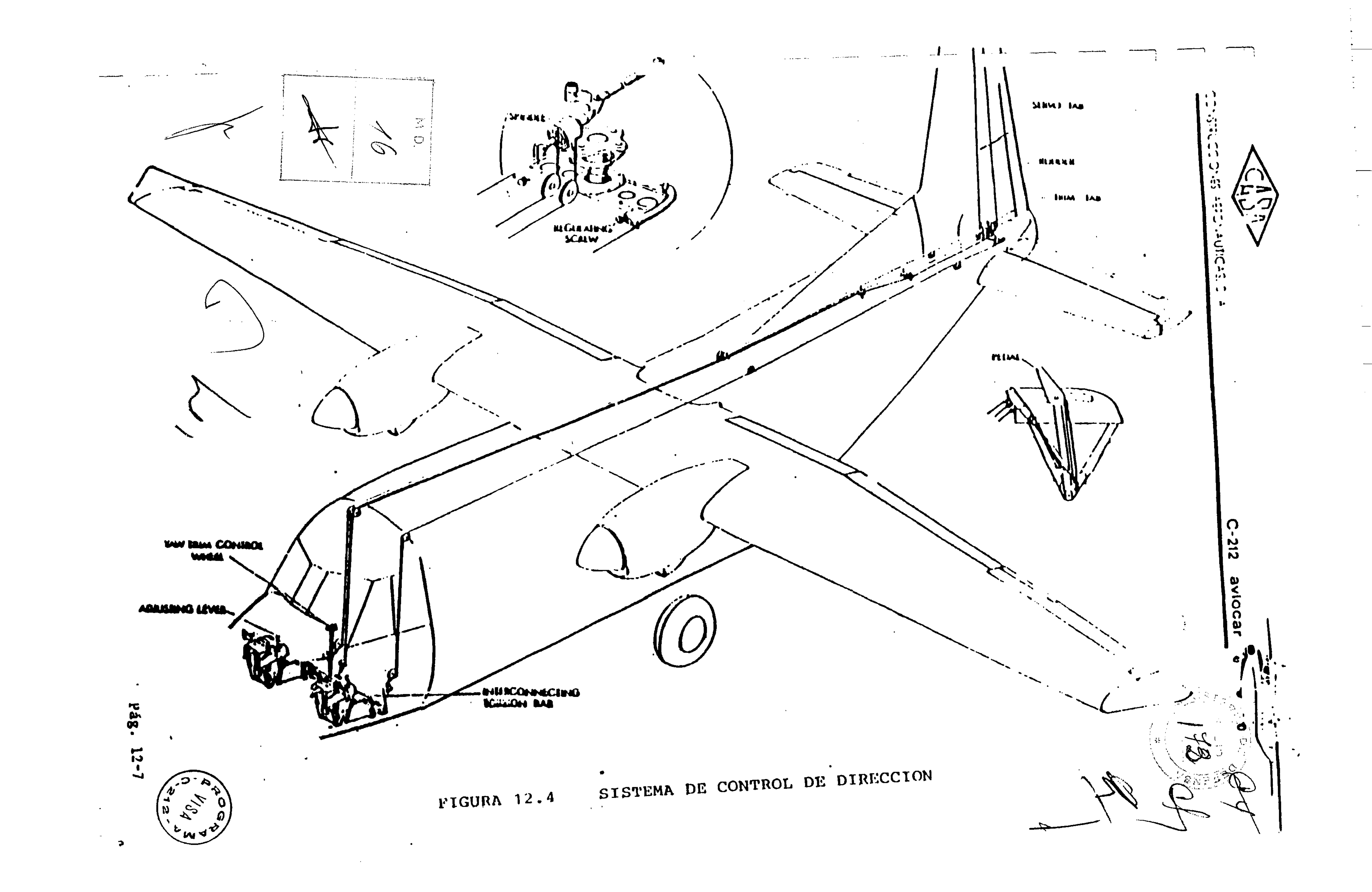


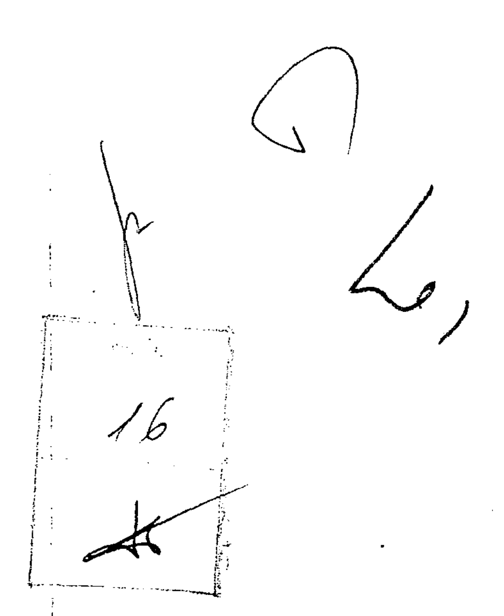
FIGURA 12.4 SISTEMA DE CONTROL DE DIRECCION

12.6. SISTEMA DEL MANDO DE FLAPS

Este sistema será operado hidráulicamente y su operacion se describe en la Sección 13.

12.7. CABLES

Los sistemas de mandos de vuelo emplearán cables cincados de acero al carbono, de acuerdo con la especificación LN 9374 (MIL-W-1511 A) y estarán provistos de los adecuados tensores de reglaje y terminales grapados.





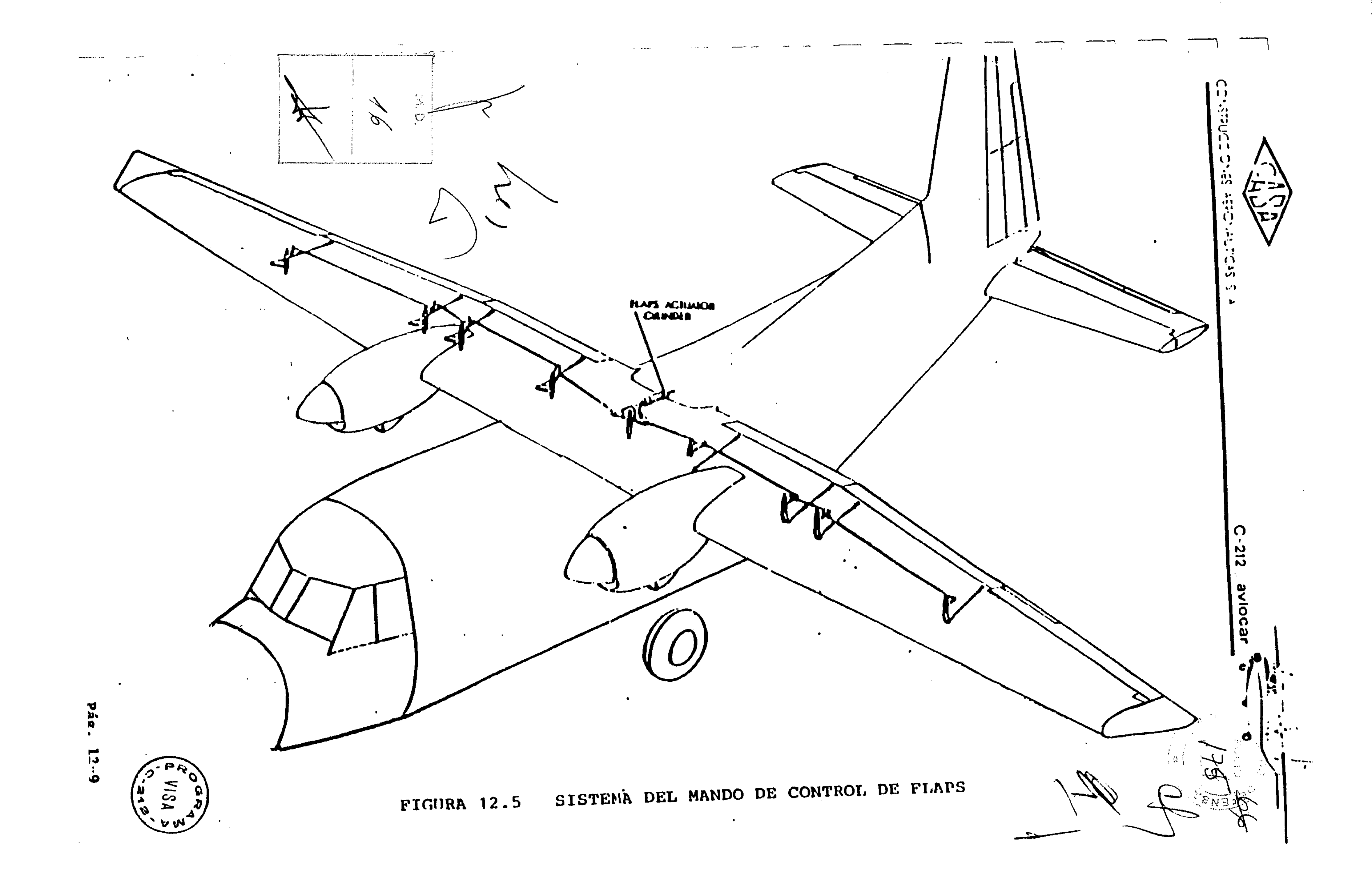
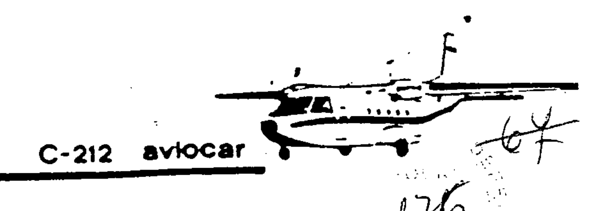


FIGURA 12.5 SISTEMA DEL MANDO DE CONTROL DE FLAPS



176

13. SISTEMA HIDRAULICO

13.1. GENERAL

Se instalará un sistema de tipo I con presión nominal de opera ción de 140 Kg/cm^2 (2000 psi) para el servicio de flaps, fren de ruedas principales, dirección de tren de morro y puertas traseras de carga.

El líquido hidráulico que utilizará la instalación será miner según especificación MIL-H-5606 o equivalente.

Las canalizaciones de presión será de acero inoxidable y las retorno de aleación ligera, ambas con sistema de uniones sin abocardar.

Se instalarán las válvulas de carga y descarga y los manómetr necesarios para el mantenimiento de la instalación, agrupados en un panel de servicio en tierra, localizado en el morro del avión, así como los transmisores e indicadores de presión en cabina adecuados para el control de presión.

13.2. SISTEMA DE POTENCIA

Una bomba hidráulica de desplazamiento variable y movida por motor eléctrico alimentará los servicios requeridos. En caso fallo del grupo motor-bomba una bomba a mano en la cabina de pilotos suministrará la presión requerida.

El depósito hidráulico estará provisto de las tomas y entrada necesarias para asegurar un funcionamiento correcto del sistema. La alimentación de las bombas se hará por gravedad. El depósito llevará incorporado un visor graduado de nivel del líquido hidráulico.

Se dispondrá además de dos filtros de líquido hidráulico que garanticen no sobrepasar una contaminación mínima del sistema así como de una válvula de seguridad que prevenga de sobrepresiones excesivas.

El sistema de potencia se localizará en el interior de la part delantera de la carena derecha del tren de aterrizaje.

16

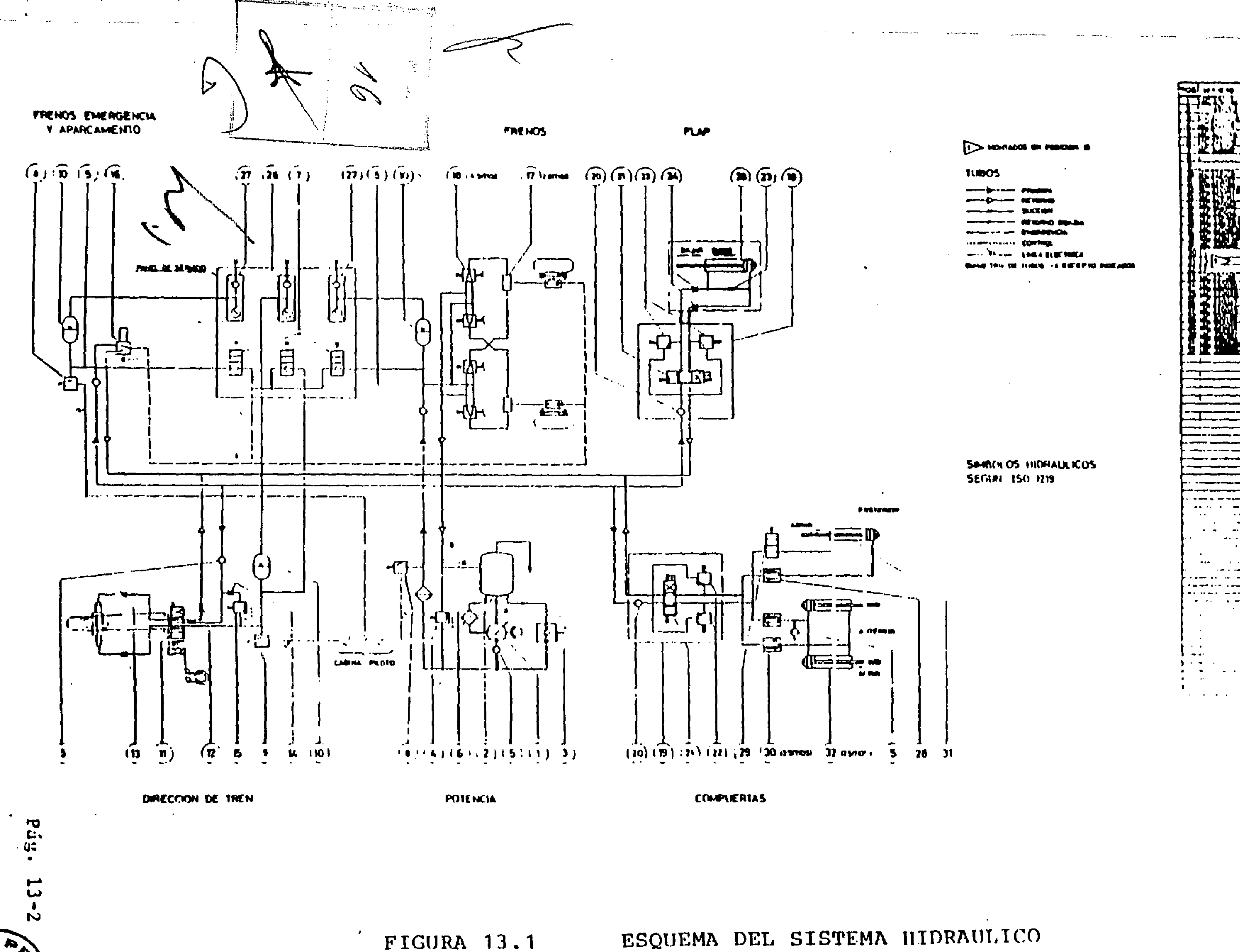


FIGURA 13.1 ESQUEMA DEL SISTEMA HIDRAULICO

C-PROGRAMA VISA

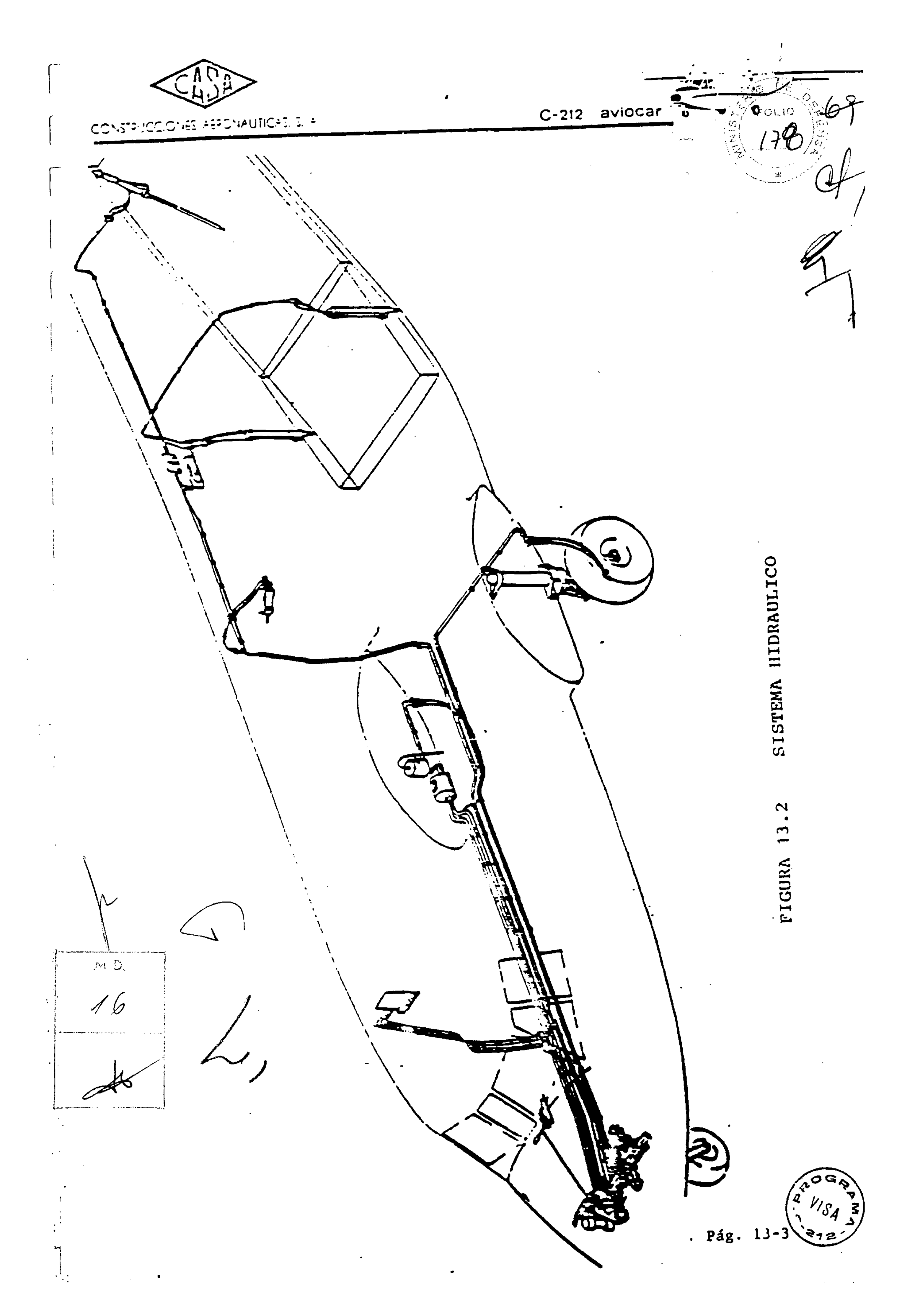


FIGURA 13.2   SISTEMA HIDRAULICO



13.3. SUBSISTEMA DE FLAPS

Se instalará un martinete hidráulico para operar los flaps a través de un sistema mecánico articulado. El martinete hidráulico está controlado por una válvula selectora de 4 vías operada mediante una palanca situada en el pedestal central.

Se dispondrá de una válvula de seguridad térmica para impedir que elevaciones de temperatura produzcan sobrepresiones excesivas.

13.4. SUBSISTEMA DE FRENOS

El control de los frenos se hará mediante los pedales de piloto y copiloto que actuarán mecánicamente sobre las válvulas reguladoras para frenos, suministrando éstas una presión proporcional a la fuerza de actuación en los pedales.

La instalación permitirá el control diferencial de los frenos como sistema alternativo de dirección.

Se dispondrá de un acumulador que permita operar los frenos aunque no esté operativo el sistema de potencia.

En caso de fallo del sistema normal de frenos anteriormente descrito, un sistema de frenado de emergencia regulable e independiente, alimentado por acumulador propio suministrará la misma presión nominal de operación a ambos frenos. Este sistema será operado manualmente desde el pedestal central y servirá también como freno de aparcamiento.

13.5. SUBSISTEMA DE DIRECCION DE TREN

La orientación de la rueda de morro se controlará desde un volante, próximo al asiento del piloto y se efectuará por medio de un servosistema de dirección que posicionará automáticamente a la rueda, mediante un martinete hidráulico de cremallera.

El preselector estará previsto para que, en unión con un acumulador y válvula limitadora de presión, forme un dispositivo que prevenga cualquier tendencia al shimmy.

El subsistema de dirección estará previsto para ser plenamente compatible con la dirección por frenado diferencial.

16

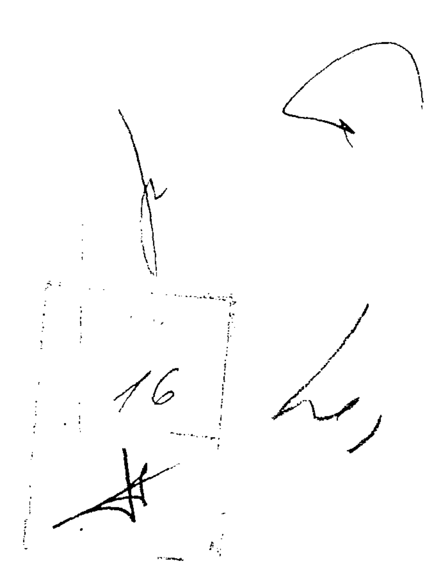
13.6. SUBSISTEMA DE COMPUERTAS DE CARGA

El propósito de este subsistema será el de operar la rampa y el portalón de carga situados en la parte posterior del avión.

La rampa de carga se actuará mediante dos martinetes a cada lado del fuselaje y el portalón de carga se actuará por medio de un martinete unido al centro del mismo.

La operación de los martinetes se controlará desde la cabina de pilotos mediante una palanca de tres posiciones (ABRIR, CERRAR, Y BLOQUEADAS).

La instalación dispondrá de una válvula de seguridad térmica, cuya finalidad ha sido descrita en 13.3. así como de una llave de paso para bloquear el movimiento del portalón, caso de considerarse necesario, localizada en la zona posterior de la cabina de carga.





14.0. SISTEMA ELECTRICO

14.1. GENERAL

El sistema eléctrico del avión generará la potencia eléctrica a 28 V. c.c. necesaria para los servicios generales del avión, por medio de dos arrancadores-generadores accionados por los motores. Una fuente suplementaria de 115 V. c.a. y 26 V.c.a., 400 c.p.s. consistente en tres convertidores estáticos (dos para operación normal y uno en reserva), proporcionará la corriente alterna necesaria para algunos circuitos.

El sistema eléctrico será diseñado de forma que no sea posible la pérdida total de la potencia eléctrica producida por un fallo simple en cualquier parte del sistema.

Se tendrá previsto el acceso a todas las partes del sistema eléctrico para inspección, servicio, mantenimiento y reparación.

Para prevenir una posible condición de emergencia, el avión estará equipado con dos baterías de 24 voltios operadas en paralelo.

El avión estará equipado adicionalmente con una pequeña batería auxiliar para asegurar la operación correcta de los inversores c.c./c.a. en cualquier condición, incluyendo el momento de arranque de los motores.

14.2. FUENTES DE POTENCIA

14.2.1. Arrancador-generador

Se montará en cada motor un arrancador-generador de 28 V. c.c. 300 A de capacidad nominal. Estos generadores podrán ser acoplados en paralelo al sistema de distribución de barras y dispondrán de los necesarios sistemas de protección.

En el panel de instrumentos irán montados los voltímetros, amperímetros y luces de aviso asociadas al sistema. Los conmutadores de conexión, así como los interruptores automáticos asociados a cada circuito irán instalados en el tablero superior.



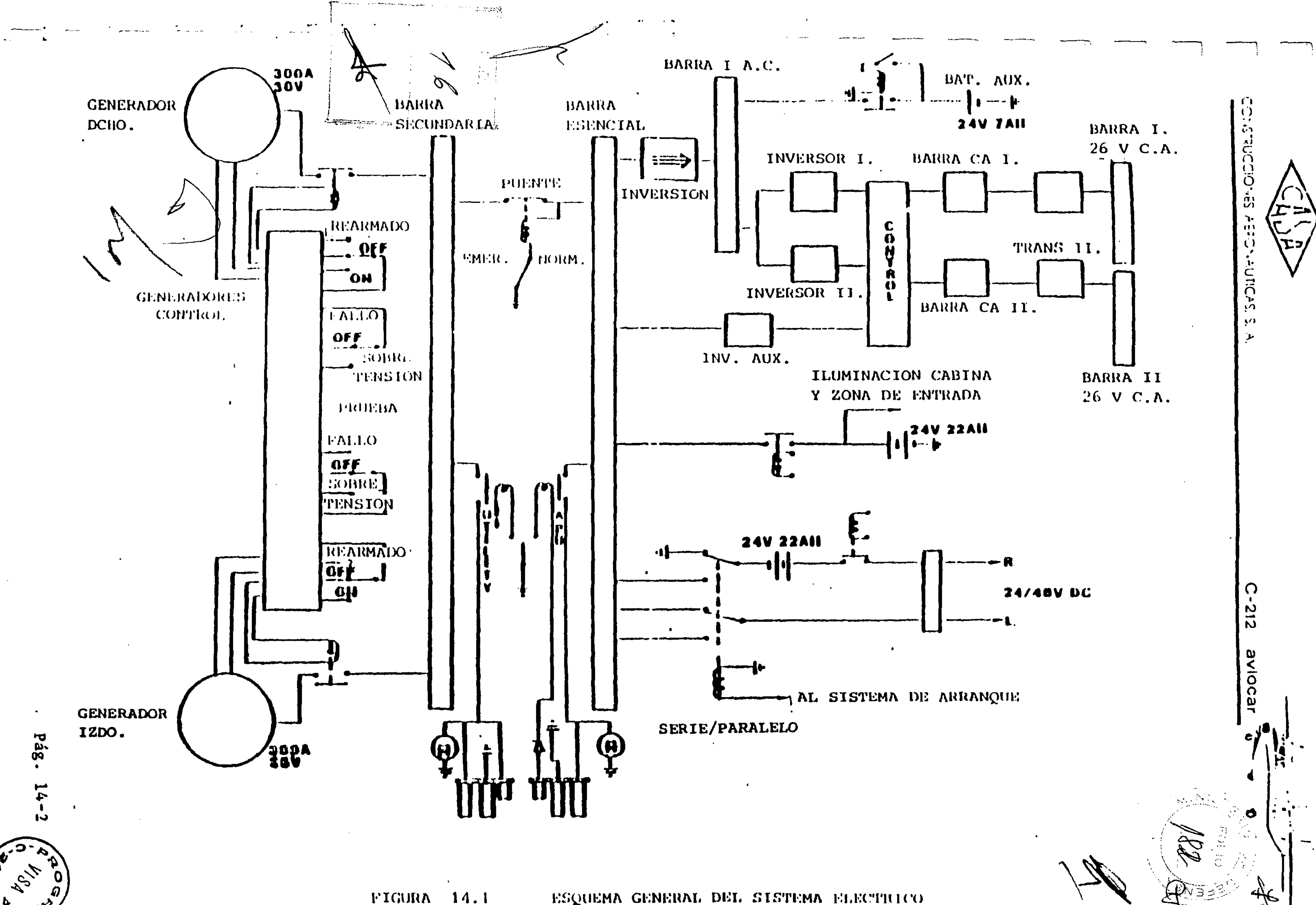


FIGURA 14.1 ESQUEMA GENERAL DEL SISTEMA ELECTRICO

14.2.2. Baterías (Ver Catálogo de Opcionales-Apéndice II)

El avión podrá estar equipado con dos baterías de niquel-cadmio de 24 voltios y una capacidad nominal de 22 AH o de 40 AH, según sea requerido por el cliente (Ver Opcionales Apéndice II). La capacidad de las baterías será suficiente para el arranque de los motores en tierra y para mantener operando los circuitos esenciales en caso de fallo de la fuente primaria de potencia.

Las baterías serán instaladas en la góndola de la pata del tren principal izquierdo, obteniéndose una fácil accesibilidad desde tierra.

14.2.3. Inversores

Tres inversores estáticos (dos en operación normal y uno en reserva) serán instalados como fuente de potencia eléctrica en alterna a 115 V. 400 c.p.s. y por medio de un transformador a 26 V. 400 c.p.s. Cada inversor estará provisto de una luz de aviso en el panel central de avisos para el caso de fallo.

14.2.4. Fuente Exterior

Un conector para una fuente de potencia exterior con capacidad para 400 A. mínimo, será instalada en la góndola de la pata de tren principal izquierdo, siendo accesible a través de una puerta de acceso rápido.

En el mismo compartimiento se instala otro conector para cesión de potencia (300 A. máx.).

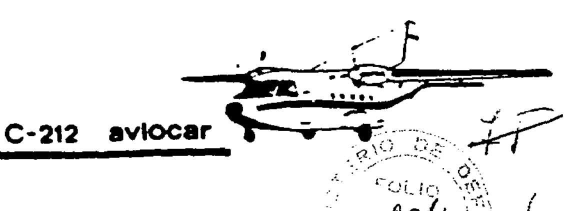
Serán instalados los sistemas necesarios para prevenir que las baterías y la fuente de potencia exterior se conecten a la vez.

Un conmutador instalado en la cabina de pilotos, controlará la toma de potencia exterior. Asimismo, se instalarán luces de aviso para indicar el estado de toma de potencia del avión.

M.D. 16







14.3. CABLEADO

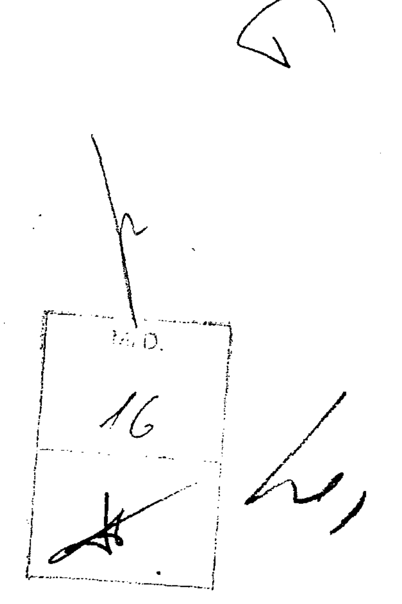
Los cables utilizados en el avión serán de cobre estañado, del tipo especificado por las normas MIL-C-27500 y MIL-W-22759 y tendrán una sección mínima correspondiente a la galga 22, según UNE 28038 y especificaciones americanas.

Los cables en zonas de fuego serán resistentes a altas temperaturas de acuerdo con la norma MIL-W-25028.

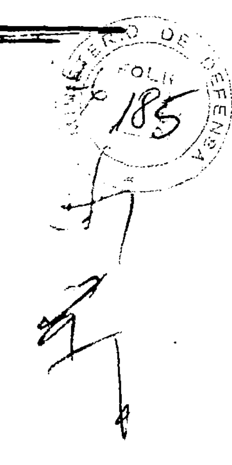
Se utilizarán regletas de diseño aprobado para las conexiones eléctricas que lo requieran. Los conectores necesarios para los distintos sistemas serán siempre de uso aeronáutico.

Se instalarán interruptores automáticos y fusibles como protección de los circuitos en caso de sobrecarga.

Las tomas de masa y apantallamientos serán de acuerdo con normas aeronáuticas de uso común.







15.0. ILUMINACION

15.1. ILUMINACION EXTERIOR

Las luces exteriores de navegación y posición serán instaladas con intensidades de acuerdo a los requerimientos de FAA.

El conjunto de iluminación exterior estará formado por las siguientes luces:

- Aterrizaje/Rodaje (Dos)
- Posición (Tres)
- Anticolisión (Dos)

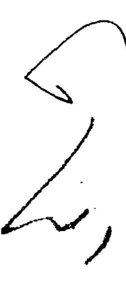
15.2. ILUMINACION INTERIOR

En la cabina de pilotos habrá un sistema de iluminación de tablero de instrumentos y tablero superior de intensidad reglable, así como un sistema de iluminación general de la cabina.

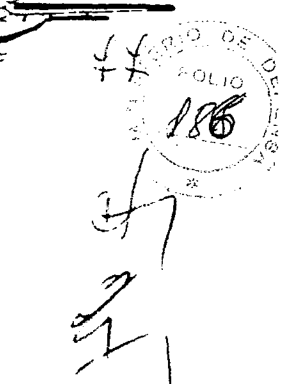
La cabina principal será provista con un sistema de iluminación interior, según la configuración del avión y que estará descrita en el Apéndice II, Opcionales según requerimiento del Cliente.

15.3. ILUMINACION DE EMERGENCIA

Si es requerido por el Cliente, se instalará un sistema de iluminación de emergencia (ver Apéndice II, Opcionales). El sistema de iluminación de emergencia es obligatorio en aviones que requieran certificado según FAR 25.







16.0. INSTALACION CONTRA-INCENDIOS

16.1. GENERAL

La instalación contra-incendios estará constituida por los sistemas de detección y extinción de fuego del motor y por el sistema contra-incendios en fuselaje.

16.2. SISTEMA DE DETECCION DE FUEGO DEL MOTOR

Este sistema dispondrá de un detector de sobretemperatura de hilo continuo, de gran selectividad, cubriendo convenientemente las zonas necesarias de cada uno de los motores. Las luces de aviso e interruptores de prueba de los circuitos de detección estarán instalados en la cabina de pilotos.

16.3. SISTEMA DE EXTINCION DE FUEGO DEL MOTOR

El sistema de extinción estará constituido por una instalación fija, compuesta por dos extintores uno por motor y las correspondientes canalizaciones con posibilidad de doble descarga al poderse descargar cada extintor en ambos motores.

16.4. SISTEMA CONTRA INCENDIOS EN FUSELAJE

Dos extintores portátiles de accionamiento manual se montarán uno en la cabina de pilotos y otro en la cabina principal respectivamente.

En la versión civil, si es requerido, se podrá instalar en el compartimento de equipaje un detector de humos con aviso en la cabina de pilotos en caso de incendio.

16.5. SISTEMA DE DETECCION DE SOBRETEMPERATURA EN BORDE DE ATAQUE

Este sistema dispondrá de un sensor que avisa en cabina de pilotos en caso de que se produzca una sobretemperatura en el interior del borde de ataque.



LUZ AVISO
DE INCENDIO

UNIDAD DE CONTROL

PULSADOR DESCARGA
DIRECTA

PULSADOR DESCARGA
CRUZADA

LUZ INDICACION
DE DESCAGA

CARTUCHO
DE DISPARO

INDICADOR
MECANICO

INDICADOR DESCARGA
POR SOBREPRESION

C-212 aviocar

CONSTRUCCIONES AERONAUTICAS S.A.

CASA

FIGURA 16.1 ESQUEMA DEL SISTEMA CONTRA INCENDIOS

PROGRAMA C-212 VISA

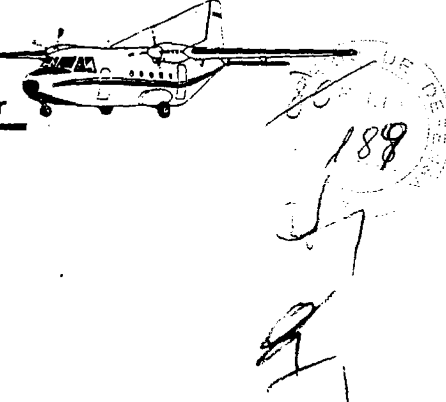
FOLIO 188



FIGURA 16.2 SISTEMA CONTRA INCENDIOS

M.D. 16

PROGRAMA VISA



17.0. INSTALACION DE CALEFACCION

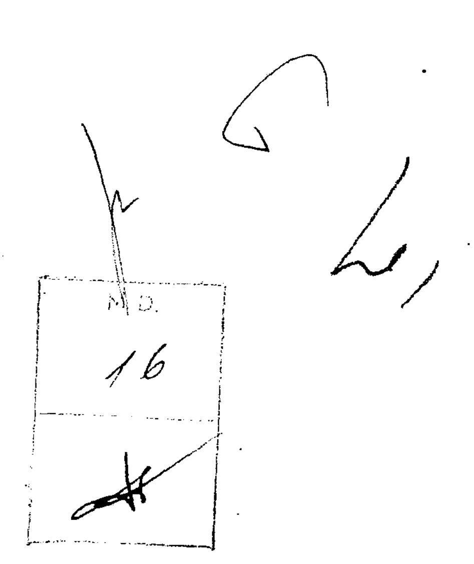
17.1. GENERAL

El avión irá equipado para esta versión con una instalación de aire acondicionado por aire de sangrado del compresor de los motores.

El control de la calefacción se realizará por un mando desde la cabina de pilotos que regula dos válvulas de cierre situadas a la salida del sangrado de cada motor.

17.2. DISTRIBUCION

El aire sangrado y regulado por la válvula de cierre será mezclado con aire de recirculación de la cabina por medio de un eyector silencioso. Este aire ya mezclado será distribuido a la cabina principal y a la cabina de pilotos. En la cabina principal, el sistema incorporará dos llaves de control de la distribución de aire, entre la cabina principal y la de pilotos.





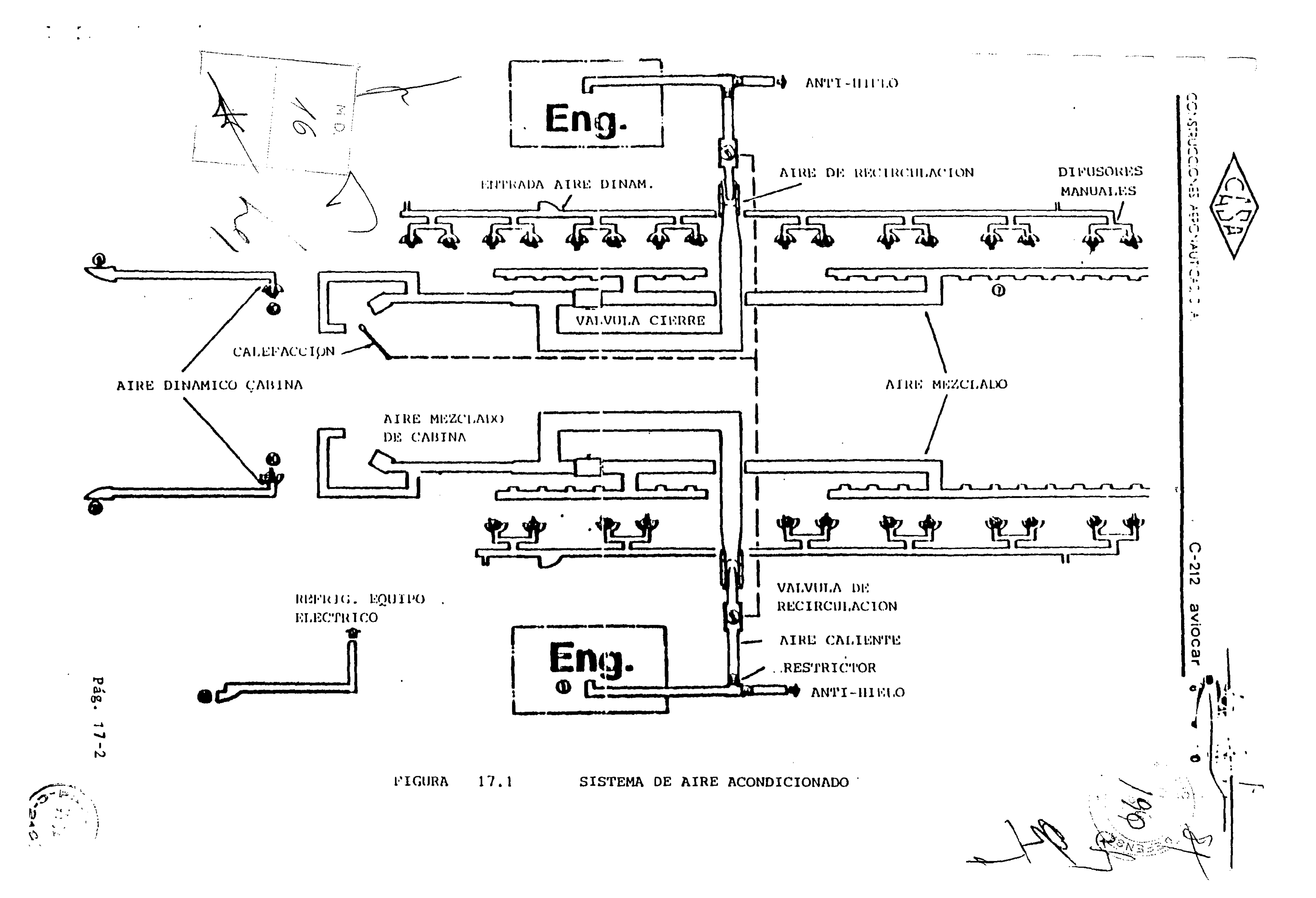


FIGURA 17.1 SISTEMA DE AIRE ACONDICIONADO

18.0. INSTALACION DE VENTILACION

18.1. GENERAL

El avión estará equipado con un sistema de ventilación, el cual estará constituído por dos tomas de aire, situadas simétricamente a ambos lados del fuselaje, que alimentarán a dos distribuidores, colocados en la parte superior de ambos lados de la cabina principal. Este aire de ventilación será graduado en cantidad y orientación por difusores individuales para cada pasajero.

18.2. CABINA PILOTOS

En la proa del avión se montarán dos tomas dinámicas que tomarán aire del exterior para su distribución en la cabina de pilotos a través de dos difusores regulables.

18.3. VENTILACION DEL ARMARIO DE NAV. COM.

Una toma de aire, situada en el lado izquierdo del fuselaje, suministrará ventilación al armario de NAV, COM.

M. D.
16

PROGRAMA C-212 VISA

19.0. INSTALACION ANTI-HIELO

19.1. GENERAL

Esta instalación será capaz de proporcionar un vuelo seguro del avión en condiciones de formación de hielo y dispondrá de los medios necesarios para evitar o eliminar la formación de hielo en las siguientes zonas del avión.

- Bordes de ataque de ala y cola (Opcional).
- Toma de Aire del Motor.
- Parabrisas.
- Hélices.
- Tubo Pitot.

Todos estos sistemas anti-hielo podrán ser accionados independientemente desde la cabina de pilotos.

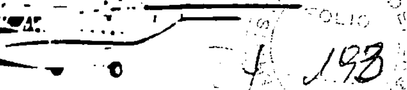
Se podrá disponer de un sistema limpiaparabrisas que garantice una buena visibilidad a piloto y copiloto en tiempo de lluvia.

19.2. TOMA DE AIRE DEL MOTOR

La toma de aire del motor irá protegida contra la formación de hielo mediante el envio de aire caliente sangrado del compresor y a través de una válvula de solenoide accionada desde la cabina de pilotos.

M. D.
16





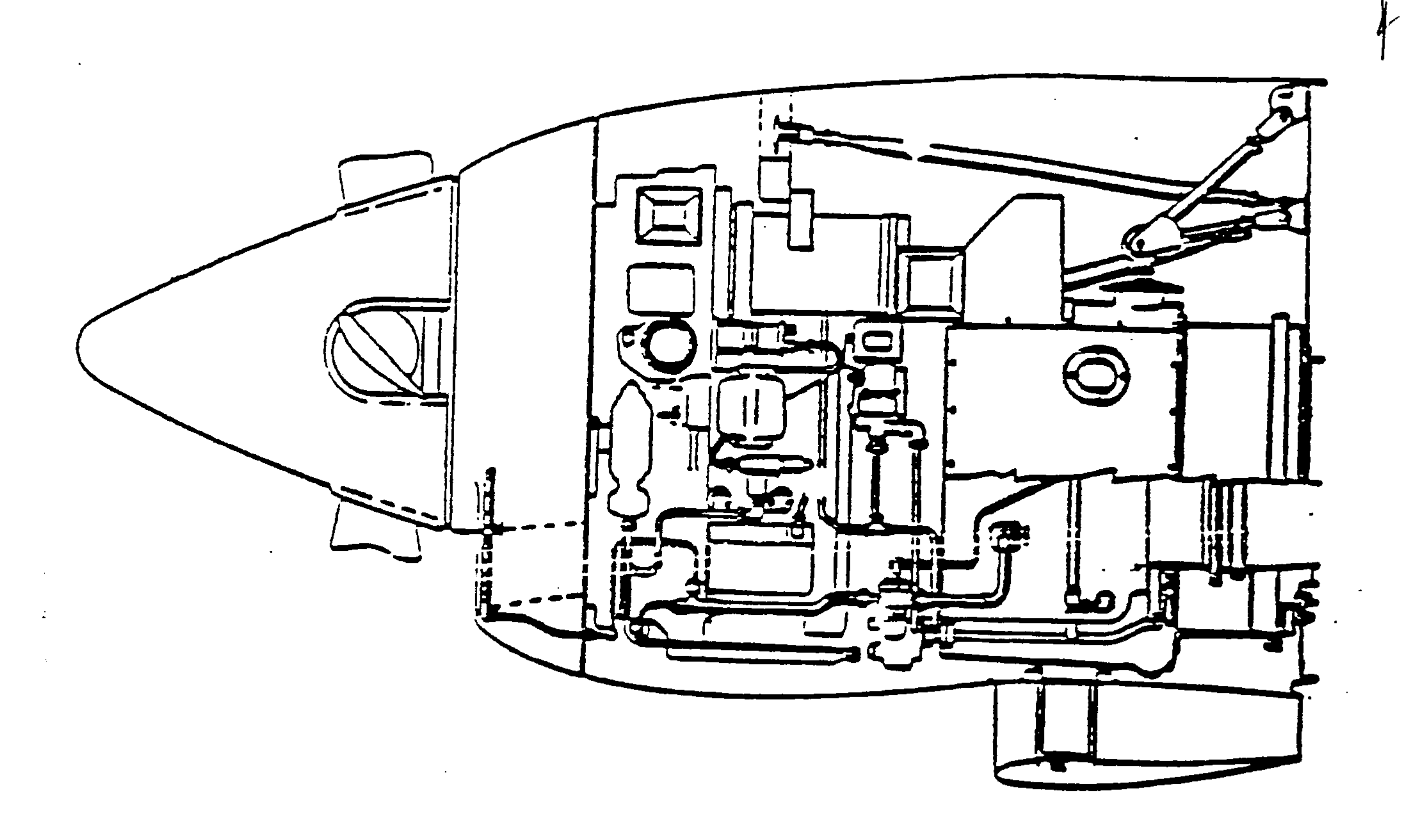
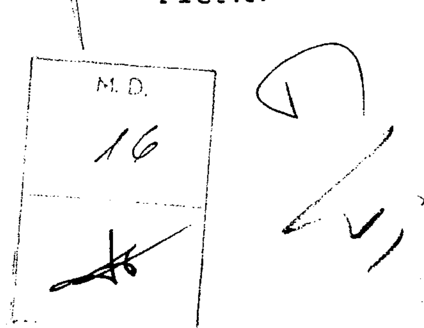
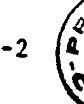


FIGURA [illegible] SISTEMA ANTI-HIELO DEL MOTOR





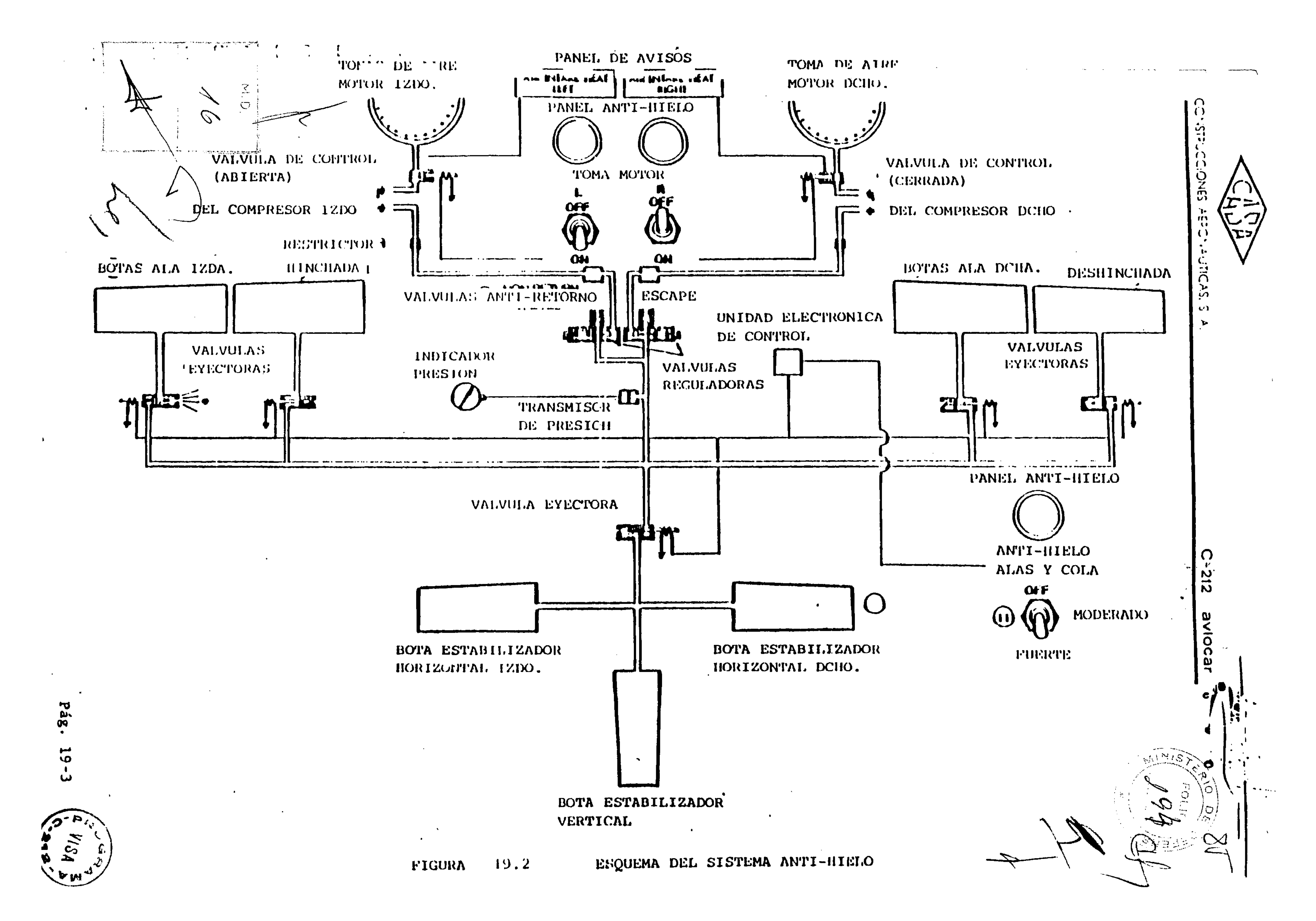
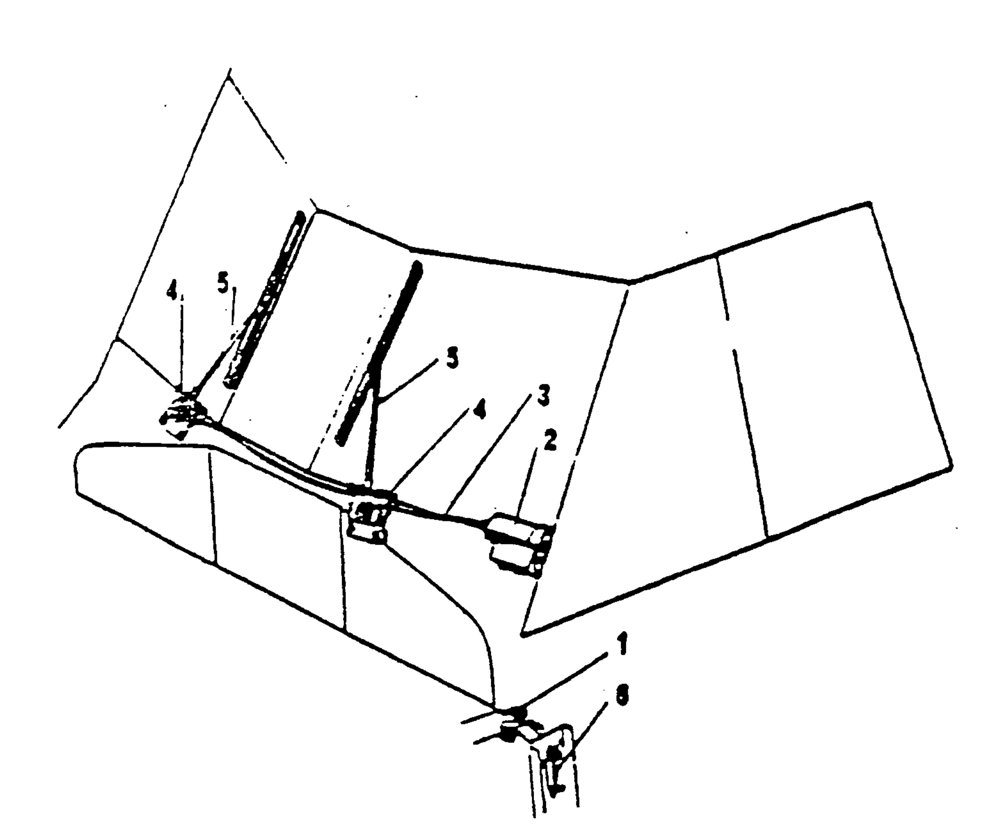


FIGURA 19.2 ESQUEMA DEL SISTEMA ANTI-HIELO



1 INTERRUPTOR

2 MOTOR ELECTRICO

3 EJE FLEXIBLE

4 CONVERTIDOR MECANICO

5 BRAZO Y RAQUETA

8 SELECTOR DE VELOCIDAD

FIGURA 19.3 SISTEMA LIMPIAPARABRISAS



19.3. PARABRISAS

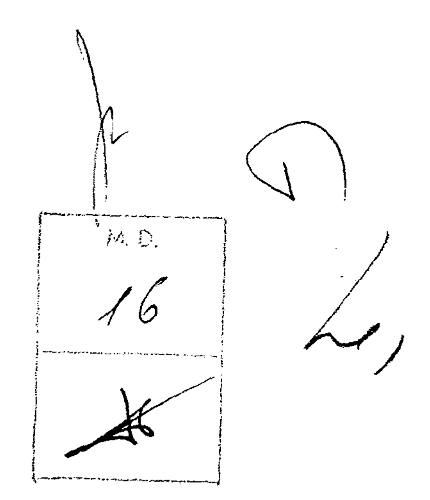
El sistema anti-hielo y anti-vaho del parabrisas se llevará a cabo electricamente regulando la temperatura del parabrisas mediante un regulador de temperatura para cada parabrisas.

19.4. HELICES

El borde de ataque de las palas incorporarán unas zapatas actuadas electricamente siendo la secuencia y el tiempo de calentamiento regulado por un temporizador.

19.5. TUBO PITOT

Los tubos Pitot irán provistos de un sistema eléctrico para evitar la formación de hielo.





20.0. INSTALACION DE OXIGENO

Esta instalación es considerada Opcional, ver Apéndice II.

20.1. **GENERAL**

La instalación de Oxígeno en el avión C-212 será del tipo de alta presión. Estará constituída por una botella, con Regulador de Presión y las correspondientes canalizaciones para llevar el oxígeno a los tripulantes.

Además de la instalación general podrá llevar dos equipos portátiles de oxígeno.

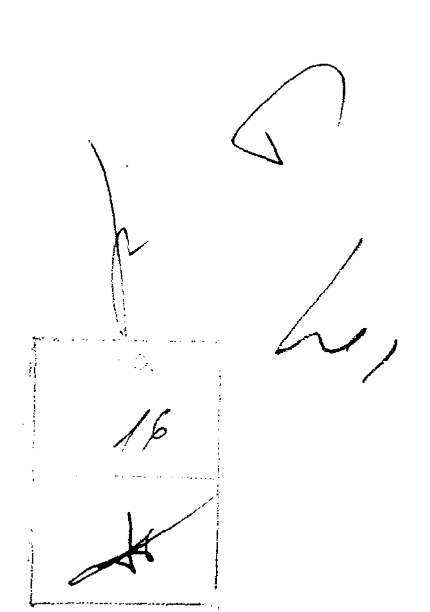




FIGURA 20.1 ESQUEMA GENERAL DEL SISTEMA DE OXIGENO

C-212-PROGRAMA VISA

21.0. INSTRUMENTOS

21.1. GENERAL

Los instrumentos serán instalados en el panel principal de instrumentos de la cabina de pilotos. Cada instrumento será sujetado individualmente al panel de forma que se pueda sustituir fácilmente en caso de fallo. El avión será provisto de los instrumentos indicados a continuación:

21.2. INSTRUMENTOS DE MOTOR

2 Indicadores de RPM.
2 Indicadores de par motor
2 Indicadores de E.G.T.
2 Indicadores de presión de aceite
2 Indicadores de temperatura de aceite
2 Indicadores de presión de combustible
2 Indicadores de cantidad de combustible
2 Indicadores de flujo de combustible

21.3. INSTRUMENTOS VARIOS

2 Relojes
1 Indicador de posición de flaps
1 Indicador de temperatura exterior
1 Indicador de presión hidráulica
1 Indicador de presión de frenos
1 Voltímetro de c.a.
1 Voltímetro de c.c.
2 Amperímetros
1 Indicador presión anti-hielo neumático
1 Indicador de presión de oxígeno.

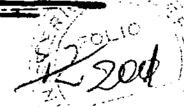
21.4. INSTRUMENTOS DE VUELO Y NAVEGACION

Los instrumentos de vuelo y navegación se consideran opcionales, ver Apéndice II.

MAGNETIC COMPASS

FIGURA 21.1 PANEL DE INSTRUMENTOS



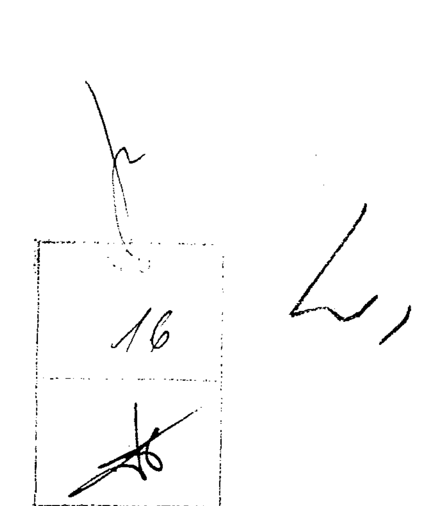


22.0. AVIONICA

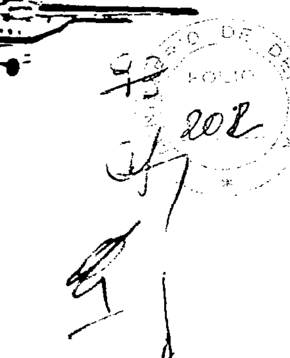
22.1. GENERAL

El avión estará provisto de los equipos requeridos por el Comprador.

La entrega e instalación de estos elementos está sujeta a negociación separada. Ver Apéndice II.







23.0. CABINA DE PILOTOS

23.1. GENERAL

La cabina de pilotos del C-212 estará preparada para una tripulación de dos miembros. Las palancas de mando y los instrumentos estarán dispuestos de tal manera que podrán ser operados y leidos por ambos tripulantes indistintamente. El avión podrá ser volado y controlado desde cualquiera de los dos asientos de piloto. Si es requerido se podrá instalar un asiento para tercer tripulante replegable hacia la zona de acceso de pilotos.

23.2. ASIENTOS

Los asientos serán montados sobre railes y podrán ajustarse tanto en sentido horizontal como en sentido vertical. Cada asiento estará equipado con cinturón de seguridad y tirantes verticales de rapido accionamiento, carrete de inercia y apoyabrazos replegables.

23.3. VISIBILIDAD

El amplio parabrisas proporcionará un gran campo visual para ambos pilotos en todas las actitudes posibles del avión. Será equipado con antihielo eléctrico.

Las ventanas laterales serán deslizantes para permitir visión directa al exterior.

Se dispondrán limpiaparabrisas accionados eléctricamente enfrente de cada uno de los pilotos (ver Opcionales, Apéndice II).

23.4. DISPOSICION DE LOS MANDOS

Se instalarán los mandos principales de vuelo para cada uno de los pilotos. En el pedestal central situado entre ambos pilotos se instalarán los mandos de motores (potencia r.p.m.) el control manual para el compensador de alerón, mando de altura y manfo de dirección y el mando de flaps. En la parte anterior del citado pedestal se colocarán los controles de navegación y radio. El mando de dirección de la rueda de proa estará colocado a la izquierda del primer piloto y el accionamiento manual de la bomba hidráulica estará colocado a la derecha del segundo piloto.

M.D.
16



FOLIO 203

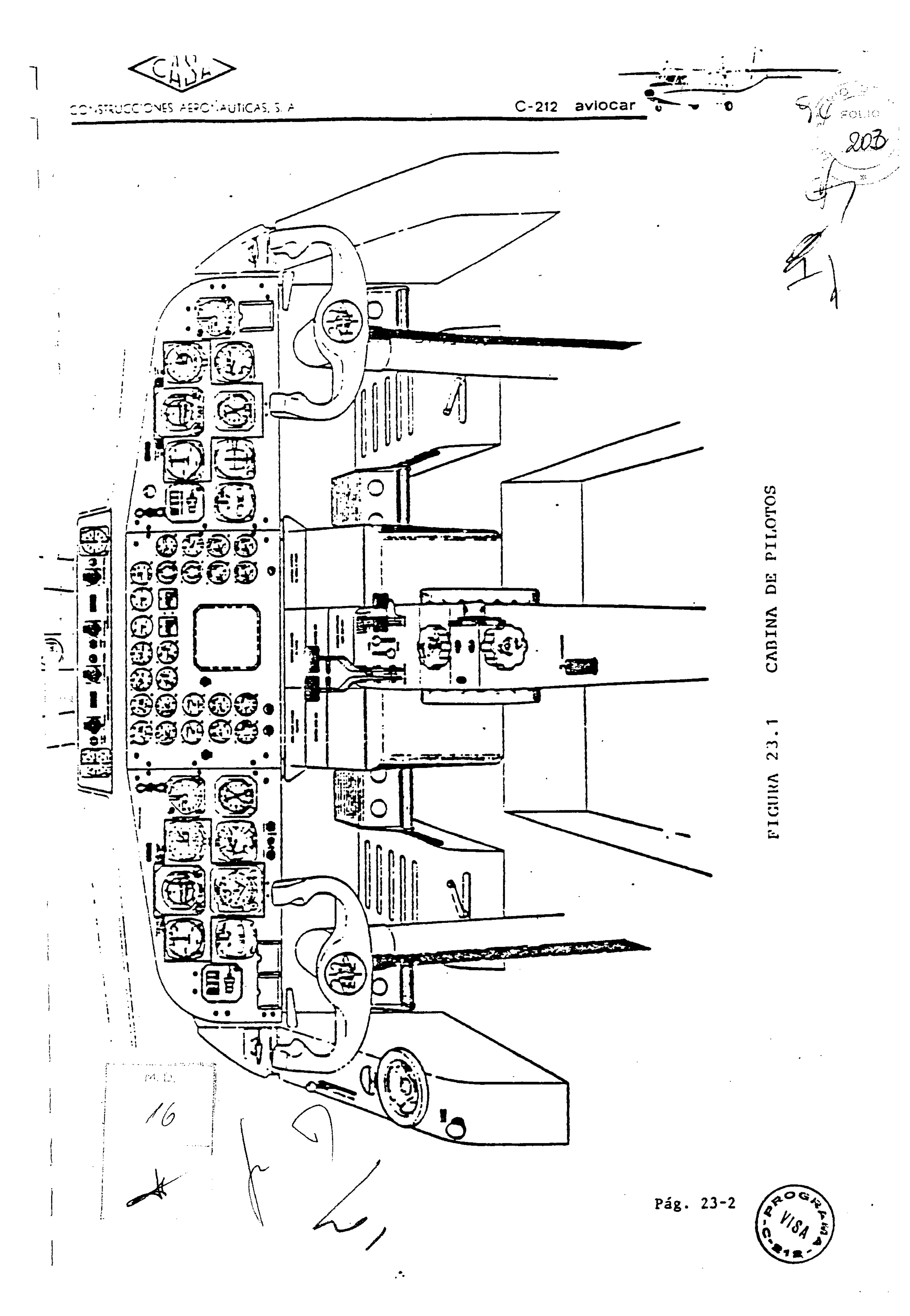


FIGURA 23.1   CABINA DE PILOTOS

M.D. 16

PROGRAMA VISA C-212

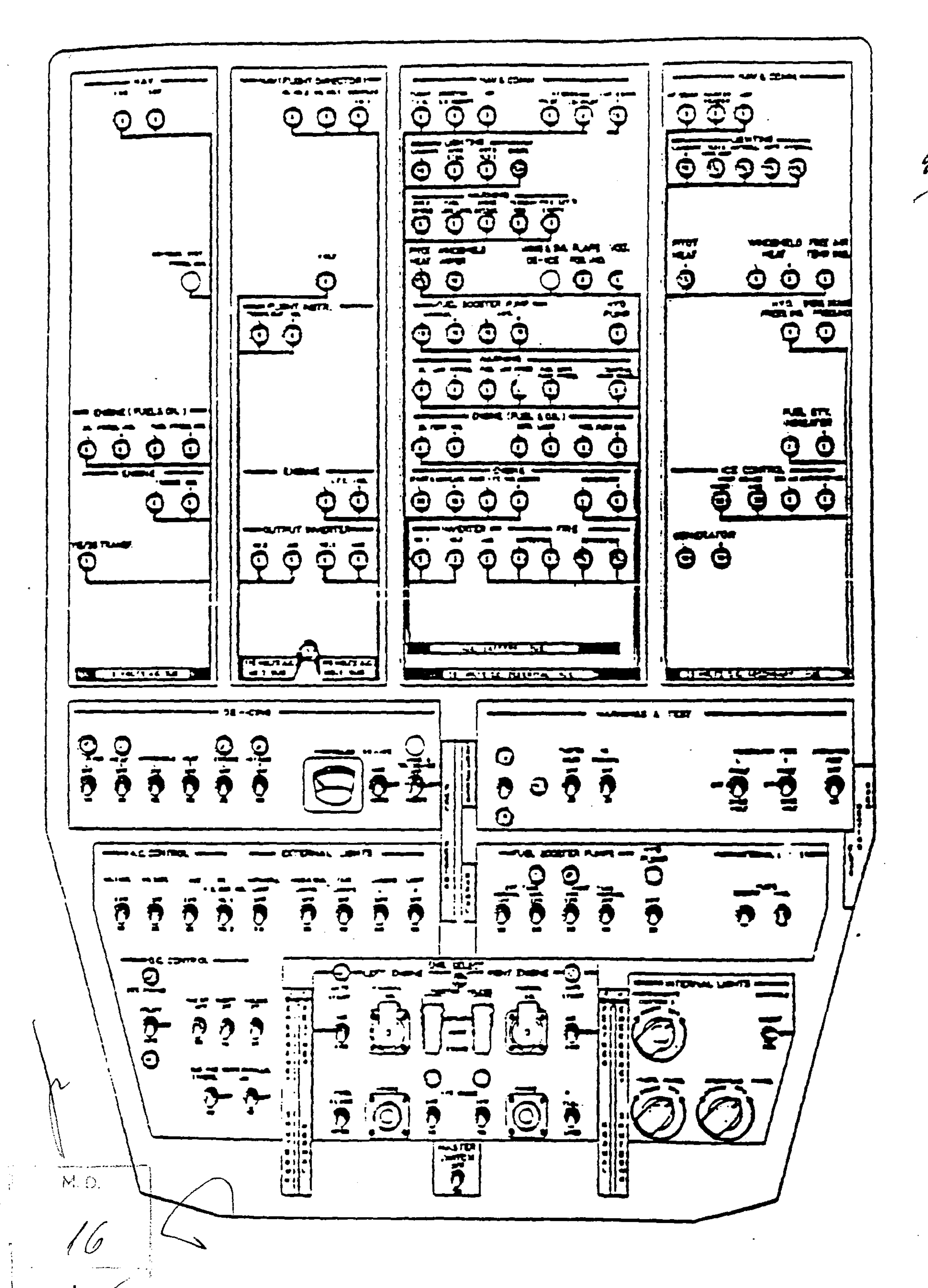


FIGURA 23.2   PANEL SUPERIOR

El panel principal de instrumentos estará colocado en la parte anterior de la cabina, debajo del parabrisas; el panel secundario con interruptores automáticos y conmutadores de control, estará colocado en la parte superior de la cabina, tablero superior.

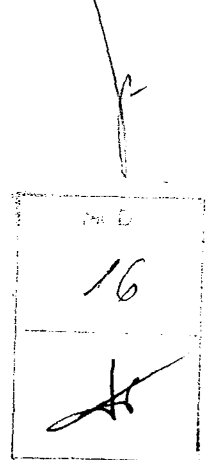
Existirán registros que facilitarán el acceso a los componentes de instalaciones allí existentes, así como al panel principal de instrumentos.

23.5. ACONDICIONAMIENTO.

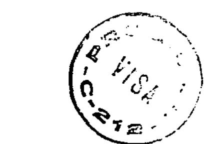
La cabina de pilotos estará dotada de insonorización realizada con mantas de fibra de vidrio cubiertas con material autoextinguible adecuado. Estas mantas proporcionan aislamiento térmico además de insonorización.

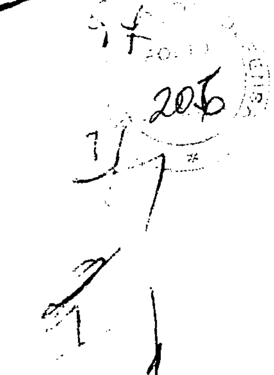
El techo de la cabina de pilotos, en la zona no ocupada por el panel secundario de instrumentos, estará revestido por paneles de plástico reforzado pintados. Las paredes laterales y la parte posterior de la cabina estarán cubiertos por un material flexible constituido por plástico autoextinguible relleno en su interior por fibra de vidrio.

Al alcance de los pilotos habrá lugares adecuados para guardar mapas y documentos y elementos para colgar los auriculares.









24.0. ACONDICIONAMIENTO INTERIOR

24.1. GENERAL

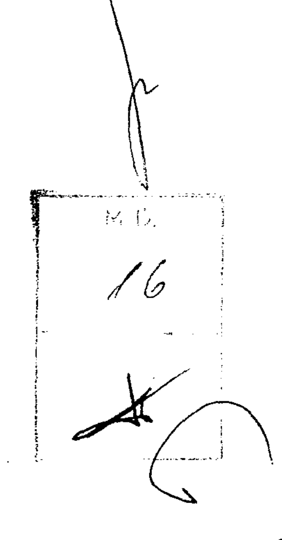
El acondicionamiento de la cabina de pilotos está descrito en el capítulo 23.; los siguientes párrafos darán una somera descripción de la cabina principal.

24.2. ACONDICIONAMIENTO Y EQUIPAMIENTO DE LA CABINA PRINCIPAL

La puerta de acceso a la cabina principal estará colocada en el lado izquierdo de su parte posterior, y tendrá enfrente la salida de emergencia Tipo III (ver apartado 6.4.). En la parte anterior de la cabina (lado izquierdo) estarán situadas la puerta de pilotos, la salida de emergencia Tipo II en el caso de que sea requerida y una salida de emergencia adicional en el techo.

Los laterales y parte superior del fuselaje irán provistos de bolsas de insonorización y aislamiento térmico de acuerdo con las opciones relacionadas en el Apéndice II de esta especificación.

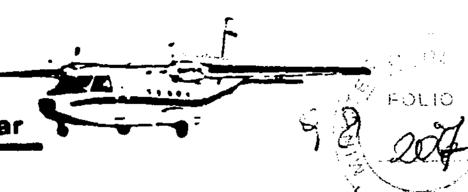
Análogamente, el revestimiento interior será preparado de acuerdo con las opciones elegidas reseñadas en el Apéndice II.



El piso del avión estará construido con material nido de abeja de aleación ligera, cubierto por ambas caras con chapas del mismo material. Estará subdividido en varias partes, todas ellas atornilladas en las cuadernas y tabiques longitudinales soporte de los railes, y por tanto fácilmente desmontables. Llevará adheridas cintas longitudinales antideslizantes.

El piso del avión dispondrá de dos railes longitudinales que comenzarán en la cuaderna 7 p (STA 3400) el derecho y en la cuaderna 1 (STA 4950) el izquierdo, llegando ambos hasta la cuaderna 17 (STA 9950). En los laterales del fuselaje habrá otros dos railes semejantes a los instalados en el piso. Estos railes permitirán el montaje de anillas de carga, de asientos, del "Kit ferry" y del sistema de transporte y lanzamiento de cargas en vuelo, todas ellas opciones descritas en el Apéndice II de esta especificación.





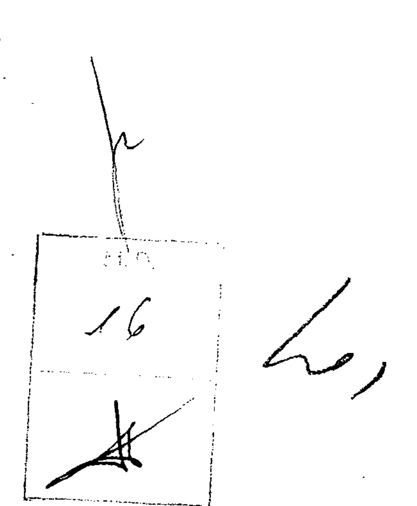
El fuselaje dispondrá de trece ventanillas circulares situadas siete en lado derecho y seis en el lado izquierdo. Si el avión se provee con la puerta civil de apertura hacia el exterior, éstas dispondrá de ventanilla y por tanto serán en total doce ventanillas.

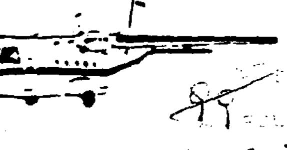
24.3. LAVABO

Opcionalmente se dispondrá de un cuarto de aseo.

24.4. OPCIONES DE ACONDICIONAMIENTO

La cabina principal está preparada para aceptar diferentes acondicionamientos interiores descritos como opcionales en el Apéndice II.





25.0. EQUIPOS AUXILIARES Y ELEMENTOS PARA MANEJO EN TIERRA

25.1. GENERAL

El avión sera entregado con el siguiente equipo auxiliar:

- Juego de adaptadores para gato
- Gato hidráulico para cambio de ruedas
- Comprobador de presión de neumáticos y amortiguadores
- Calzos para las unidades de tren principal
- Calzo para la rueda de morro
- Juego de fundas para tubo Pitot
- Juego de tapas para toma de motores
- Juego de tapas para salidas de gases
- Juego de elementos para anclaje
- Escalera portátil para puerta principal
- Juego de herramientas
- Patas soporte

El transporte a bordo del avión de parte o de todos los elementos anteriormente citados será opcional y por tanto no deberán considerarse como parte del peso vacio equipado del avión.

En el caso de que el avión vaya a ser utilizado como carguero, se añadirán a estos equipos dos carriles para acceso de vehículos a través de la rampa.

Por mediación de unos pasadores de rápida desconexión podrán separase las tijeras de la unidad de proa del tren para permitir el remolcado del avión desde la citada unidad.

16



A P E N D I C E I

LISTA DE EQUIPADO BASICO

Los P/N indicados en este Apendice corresponden al avión basico, pudiendo modificarse como consecuencia de la instalación de las opciones que definan la "version cliente".

16



Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad
8.5. TREN DE ATERRIZAJE			
Tren Principal			
Llanta principal	212-41212.1	C.A.S.A.	2
Neumático	11.00-12 10PR, 160MPH	Goodyear	2
Freno	5006484	Goodyear	2
Amortiguador	212-41200.1	C.A.S.A.	2
Tren Delantero			
Llanta delantera	9543476	Goodyear	1
Neumático	24 x 7.7 8PR, 160MPH	Goodyear	1
Amortiguador	212-42210.1	C.A.S.A.	1
Martinete de dirección tren delantero	212-42112.7	C.A.S.A.	1

PROGRAMA VISA C-212

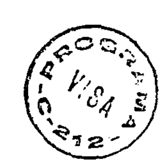
Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad

9. GRUPO MOTOPROPULSOR

Motor	TPE-331-10R-513C	GARRETT	2
Control de paso de hélice	895481	"	2
Regulador de hélice	897410	"	2
Termointercambiador	156120	"	2
Interruptor de presión NTS	865616	"	2
Interruptor de presión Beta	865956	"	2
Válvula limitadora de par y temperatura	895380	"	2
Limitador de par y temp.	949594	"	2
Computador SRL y arranque automático	2101990	"	2
Transductor de presión	897260	"	2
Control de combustible	897375	WOODWARD	2
Sincronizador helice	213801	"	2

Bancada

Soporte elást.lateral	93396-01	Barry Controls	4
Soporte elást.superior	93396-02	" "	2
Soporte elást.posterior	93396-03	" "	2
Hélice	(C) R334/4-82-F/13	Dowty Rotol	2
Cono de penetración	(C) SB.10/4/1	Dowty Rotol	2
Bomba de puesta en bandera	C-4033-E	Weldon Tool	2



Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad
10. SISTEMA DE ACEITE			
Radiador	D 1834-10A	IMI MASTON	2
Depósito aceite	896417-1	GARRET	2



Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad

11. SISTEMA DE COMBUSTIBLE

Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad
Bomba sumergida	RR-52000	Lear Siegler	4
Eyector	3901190	Flight Reffuelling	2
Válvula de paso motorizada	AV16B2106B	ITT Gen Controls	3
Válvula de retención	9811495	Flight Refuelling	4
Válvula de llenado	457-370	Shaw Aero Devices	4
Válvula de seguridad	9811505	Flight Refuelling	2
Válvula de flotador	9505000	Flight Refuelling	8
Válvula antirretorno	9840034/E	Flight Refuelling	4
Llave manual	7901067/F	Flight Refuelling	3
Válvula de seguridad	1604270	Flight Refuelling	2
Indicador bajo nivel de combustible	3515000/272	Flight Refuelling	2
Válvula antirretorno	CA.38700.1	C.A.S.A.	4
Depósito de ventilación	212-54229.1/2	C.A.S.A.	2
Eyector	CA.27000.5	C.A.S.A.	2
Eyector	CA.29100.5	C.A.S.A.	2
Válvula de drenaje	CA.29700.1	C.A.S.A.	4
Filtro	CA.47000.3	C.A.S.A.	2
Válvula de ventilación	CA.40200.1	C.A.S.A.	2
Valvula antirretorno	CA.44000-0003	C.A.S.A.	2
Filtro	852243 DRG60	Purolator	2

16

PROGRAMA C-212 VISA

Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad

13. SISTEMA HIDRAULICO

Sistema de potencia

Motor bomba	PMP 05 VC-040	ABEX	1
Depósito	212-43126.1	C.A.S.A.	1
Válvula de seguridad	CA.26600.3	C.A.S.A.	1
Filtro	CA.249.3	C.A.S.A.	2
Válvula de retención	CA.45000-0001	C.A.S.A.	1
Bomba de mano	CA.24700.3	C.A.S.A.	1

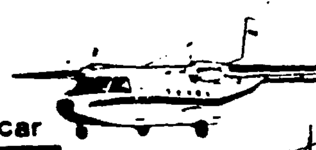
Subsistema de flaps

Llave de 4 vías	CA.82600-0001	C.A.S.A.	1
Martinete	CA.36200.1	C.A.S.A.	1
Racor de restricción	CA.26700.5	C.A.S.A.	2
Válvula limitadora	CA.47200.1	C.A.S.A.	1

Subsistema de frenos

Válvula reguladora	CA.23700.3	C.A.S.A.	4
Válvula reguladora	CA.23800.3	C.A.S.A.	1
Válvula automática	CA.24000.3	C.A.S.A.	2
Válvula de retención	CA.45000-0001	C.A.S.A.	2
Acumulador	CA.242.3	C.A.S.A.	2
Válvula de descarga	CA.46000-0003	C.A.S.A.	2
Válvula de carga e indicador presion del acumulador	19930700	HTL	2





Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad
Subsistema de dirección			
Preselector de dirección	CA.24800.3	C.A.S.A.	1
Válvula limitadora de presión	CA.25300.5	C.A.S.A.	1
Acumulador	CA.242.3	C.A.S.A.	1
Válvula de descarga	CA.46000-0003	C.A.S.A.	1
Válvula de retención	CA.45000-0001	C.A.S.A.	1
Racor de restricción	CA.26700.25	C.A.S.A.	1
Válvula de carga e indicador de presión del acumulador	19902700	HTL	1
Reductor de presión	CA.78100-0001	C.A.S.A.	1
Sistema de compuertas de carga			
Llave de 4 vías	CA.82600-0001	C.A.S.A.	1
Martinete	CA.25000.5	C.A.S.A.	2
Martinete	CA.38200.5	C.A.S.A.	1
Válvula de retención	CA.45000-0001	C.A.S.A.	1
Válvula de bloqueo hidráulico	CA.39600.3	C.A.S.A.	2
Llave de paso	CA.38800.1	C.A.S.A.	1
Válvula de bloqueo hidráulico	CA.26500.3	C.A.S.A.	1

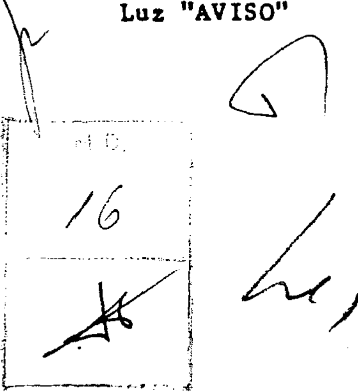
16

PROGRAMA C-212 VISA

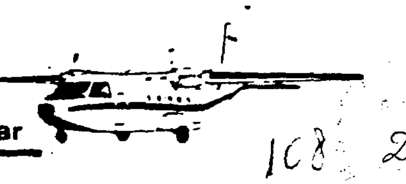
Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad

14. SISTEMA ELECTRICO

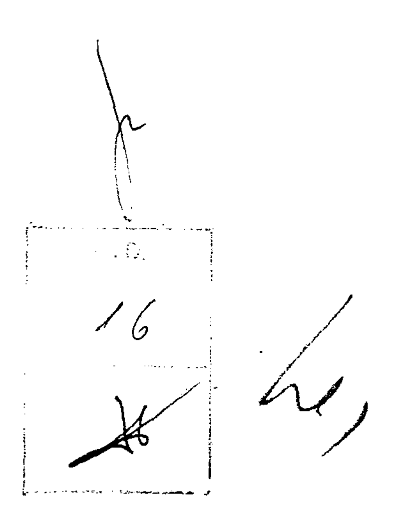
Dinamo-arrancador	23079-005	Lear Siegler	2
Panel de control	51509-002	Lear Siegler	2
Batería	T.B.D.		1
Disyuntor	1231	E.C.E.	1
Relé serie paralelo	A882 DL	Hartman	1
Relé	A 712 W	Hartman	4
Relé	A 703 B	Hartman	2
Relé	A 770 R	Hartman	2
Relé	A 703 E	Hartman	2
Autotransformador	GC-66	Lear Siegler	4
Convertidor	PC-350-1A	Flite-Tronics	3
Sensor de sobrecarga	7236-2-300	KLIXON	4
Sensor de sobrecarga	7235-1-25	KLIXON	3
Sensor	7MC1-201-4	KLIXON	1
Filtro RF	AC.120048	C.A.S.A.	1
SHUNT	185567	Sangamo Weston	2
Relé amplificador de potencia	431-T-26	TELEDYNE	2
Toma de potencia	AN-2552-3A	- -	2
Panel aviso cabina	10-1160-1	Grimes	1
Panel central avisos	1311-04 F	C.A.S.A.	1
Luz "AVISO"	1312-03	C.A.S.A.	2



PROGRAMA C-212 VISA



Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad
15. SISTEMA DE ILUMINACION			
Faro aterrizaje/rodaje retractil	AC.120162	Grimes	2
Luz posición roja	A 1285-R-7512-24	Grimes	1
Luz posición blanca	AC.120067	Grimes	1
Luz posición verde	A 1285-G-7512-24	Grimes	1
Luz anticolisión	AC.120007	Grimes	2
Lámpara orientable pilotos	A 2277	Grimes	2



PROGRAMA VISA C-212

218

Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad
16. INSTALACION CONTRA-INCENDIOS			
Sistema de detección de incendios			
Detector de hilo continuo	D.2370/156	Graviner	2
Unidad de Control	193 D	Graviner	2
Sistema de extinción de incendios			
Extintor automático	1167 A	Graviner	2
Indicador de descarga	A,791	Graviner	2
Válvula de retención	CA.259.1	C.A.S.A.	2
Extintor manual	34 H	Graviner	2

M.D. 16

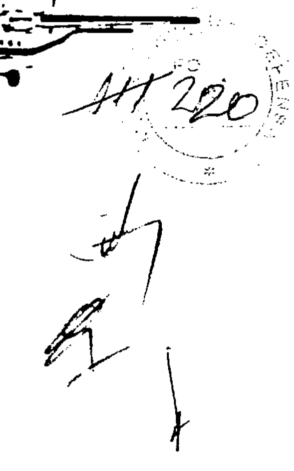
Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad

17. INSTALACION DE CALEFACCION

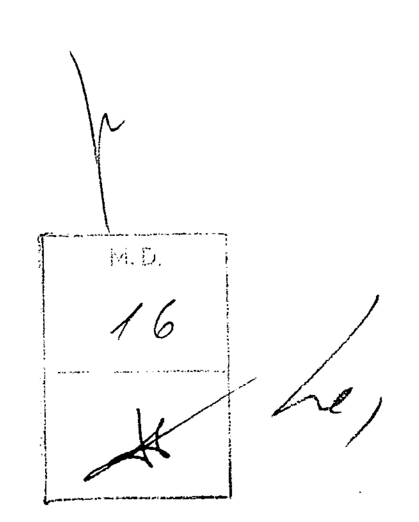
Válvula	**HTE-920004**	**HITEMP**	**2**
Eyector	**212-73263**	**C.A.S.A.**	**2**

M.D.
16

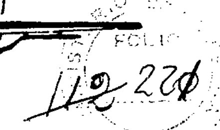




Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad
18. INSTALACION DE VENTILACION			
Difusor cabina de pilotos	2368-BASIC	WEMAC	2
Toma cabina pilotos	212-73301	C.A.S.A.	2
Toma de aire	212-73230	C.A.S.A.	3
Difusor cabina principal	2368-BASIC	WEMAC	28







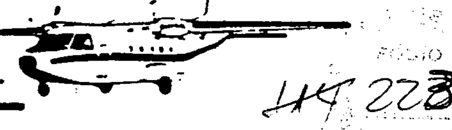
Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad
19. INSTALACION ANTI-HIELO, ANTI-VAHO Y LIMPIAPARABRISAS			
Antihielo parabrisas			
Parabrisas	212-21000-313.1	C.A.S.A.	1
Parabrisas	212-21000-313.2	C.A.S.A.	1
Regulador de temperatura	AV-12-DP-555--0600-30	Sferic	2
Antihielo hélice (con hélice Dowty)			
Kit anti-hielo	65-465-4	Goodrich	2
Kit control anti-hielo	65-465-2	Goodrich	2
Antihielo entrada de aire motor			
Distribución	212-53149	C.A.S.A.	2

16



Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad
21. INSTRUMENTOS			
Motor			
- Indicador RPM	8DJ81 CFA 4	G.Electric	2
- Generador RPM	AG-34	Task Corp.	2
- Indicador de temperatura E.G.T.	523029	WESTON	2
- Indicador par motor	124.560-1	Kratos	2
- Transmisor de par motor	897331-3	Airesearch	2
Aceite			
- Interruptor de presión de aceite	8G-693-1	Custom Comp.	2
- Indicador de temperatura de aceite	162 B 243	Lewis Engin.	2
- Transmisor de temperatura de aceite	MS 28034-3	Lewis Engin.	2
- Indicador presión aceite	217-08152	Edison	2
- Transmisor presión de aceite	418-00054	Edison	2
Combustible			
- Indicador de cantidad combustible	0401 KID/1	Smiths	2
- Amplificador-cantidad combustible	AC.420035	Smiths	2





Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad
- Aforador capacitivo	GN-341	Smiths	2
- Aforador capacitivo	GN-342	Smiths	2
- Aforador capacitivo	GN-343	Smiths	2
- Aforador capacitivo	GN-344	Smiths	2
- Aforador capacitivo	GN-345	Smiths	2
- Indicador de consumo de combustible	AR-204A-61	Foxboro Co.	2
- Convertidor de frecuencia	PC-610-0172	Foxboro Co.	2
- Transmisor de flujo de combustible	1/2-2-81-224	Foxboro Co.	2
- Indicador presión combustible	CA.420018	Edison	2
- Transmisor presión combustible	418-04014	Edison	2
- Interruptor presión combustible	8G-694	Custom Comp.	2

Oxígeno

- Manómetro oxígeno	171021-12	Puritan Bennet	1

Vuelo y Navegación

- Reloj	B.13.941.22.28.1A	THOMMEN	2
- Indicador temp. exterior	162.B.48	Lewis Engin.	1
- Bulbo temperatura exterior	54 B 1S	Lewis Engin.	1
- Indicador posición de flaps	4426-419-3	Brion Leroux	1

M.D. 16



Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad
- Tubo de Pitot	PH 1100-1INV	AERO INVE	2
- Sensor sobrevelocidad	B0700-10006	Astek	1
- Aviso sobrevelocidad	131B(NIA350 20)	Autobat	1

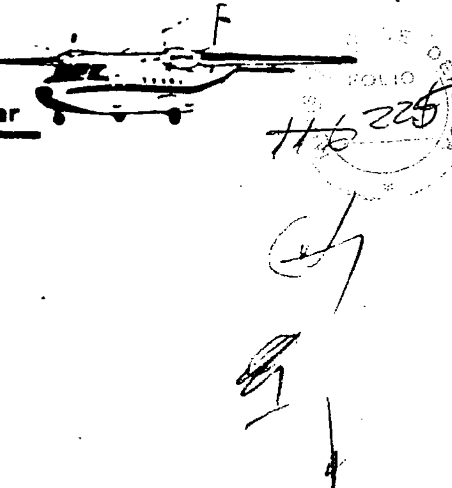
Sistema Hidráulico

- Indicador presión hidráulica	IE-4626	Jaeger	1
- Indicador presión freno	IE-4625	Jaeger	1
- Transmisión de presión	HT-4600	Jaeger	2
- Manómetro	PM57 tipo B ($0-250\ kg/cm^2$)	Bourdon	2
- Manómetro	PM57 tipo B ($0-60\ kg/cm^2$)	Bourdon	1

Sistema Eléctrico

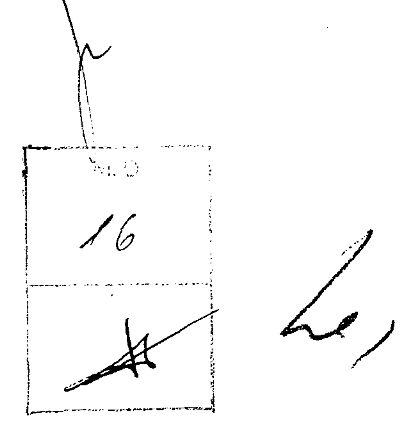
- Amperímetro C.C.	S. 458.3.287	Sangamo	2
- Voltímetro C.C.	S. 458.2.285	Sangamo	1
- Voltímetro	S. 458.2.286	Sangamo	1

16



Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad
23. CABINA DE PILOTOS			
Asiento piloto	262/1	SICMA	1
Asiento copiloto	263/1	SICMA	1
Cinturón	Bagu FAG-5E	AUTOFLUG	2
Atalaje	Shugu FAG-5D	AUTOFLUG	2
Carrete de inercia	AGB-2A R0103104	AUTOFLUG	2
Carrete de inercia	AGB-2A/L 1108104/5	AUTOFLUG	2
Cenicero	CA.81201.1	C.A.S.A.	2







APENDICE II

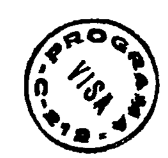
CATALOGO DE OPCIONALES

En este Apéndice se da una descripción de las opciones introducidas en el avión básico que han sido elegidas para esta versión. Las descripciones de estas opciones son informativas y su total configuración y efecto en peso dependerá de su definición final.

Las opciones han sido clasificadas de acuerdo con los diferentes capítulos de la Especificación.

NOTA: Los P/N indicados en este Apendice son orientativos y se podrán modificar por nuevos requerimientos del Cliente, actualización de equipos, mejoras de sistema o problemas de aprovisionamiento.

M. D.
16

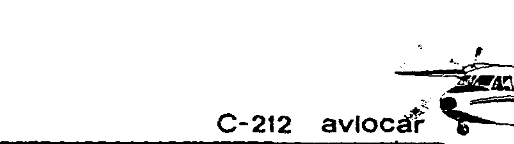


INDICE DE OPCIONALES

Sección	Título	Opción Nº	Página
11	SISTEMA DE COMBUSTIBLE		
	Totalizadores de combustible	11-2	AII-4
	Llenado a presión de combustible	11-5	AII-5
	Instalación de depósitos subalares	11-7	AII-6
14	SISTEMA ELECTRICO		
	Baterías SAFT-4071-2	14-2	AII-7
15	SISTEMA DE ILUMINACION		
	Iluminación cabina de carga	15-2a	AII-8
17	SISTEMA DE CONTROL AMBIENTAL		
	Sistema de aire acondicionado por Freon	17-1	AII-9
19	INSTALACION ANTI-HIELO		
	Anti-hielo alas y cola	19-1	AII-10
	Sistema limpiaparabrisas	19-2	AII-11
20	INSTALACION DE OXIGENO		
	Instalación fija de oxígeno	20-1	AII-12
	Equipo portátil de oxígeno	20-2	AII-13
	Equipo especial de oxígeno	20-4	AII-14
21	INSTRUMENTOS		
	Altímetro KOLLSMAN (Ajuste mb.)	21-1a	AII-15
	Anemómetro THOMMEN 5A16.12.27K.A.	21-3	AII-16
	Indicador de viraje ELECTRO GYRO 1234T-100TY	21-4	AII-17
	Brújula magnética MS 17983-2	21-5	AII-18
	Altímetro codificador KOLLSMAN B45152-04-11 (Ajuste mb.)	21-6a	AII-19
	Variómetro	21-8	AII-20
	Consola de instrumentos para navegante/radarista	21-16	AII-21

M.O.
16





Sección	Título	Opción N°	Página
22	AVIONICA		
	Interfono GABLES (Versión SAR)	22-4	AII-22
	Comunicaciones en HF COLLINS HF-230	22-7a	AII-23
	Comunicaciones en VHF COLLINS VHF-22B	22-8a	AII-24
	Sistema ADF-60A COLLINS	22-12	AII-25
	Sistema ADF-60A COLLINS (segundo)	22-13	AII-26
	D.M.E. COLLINS DME-42	22-14a	AII-27
	Transponder COLLINS TDR-90	22-15	AII-28
	Radioaltímetro COLLINS ALT-55B	22-16	AII-29
	Sistema automático de control de vuelo SPERRY SPZ-4500	22-18a	AII-30
	Radiobaliza de emergencia MARTECH EB-2BCD	22-36	AII-31
	Radar de búsqueda AN/APS-128D	22-40a	AII-32
	Cámara AGIFLITE	22-41	AII-33
	Omega GLOBAL GNS-500A Series 4 (Versión SAR)	22-42b	AII-34
	Omega GLOBAL GNS-500A Series 4 (Versión SAR) Cont.	22-42b	AII-35
	Navegación VHF COLLINS VIR-32A (duplicado)	22-43a	AII-36
	Comunicaciones VHF-UHF-AM-FM AN/ARC-182 COLLINS	22-61	AII-37
	Comunicaciones VHF-UHF-AM-FM AN/ARC-182 COLLINS (Cont.)	22-61	AII-38
23	CABINA DE PILOTOS		
	Asiento de tercer tripulante	23-1	AII-39
	Parasol	23-2	AII-40
24	ACONDICIONAMIENTO INTERIOR		
	Acondicionamiento Interior	24-1	AII-41
	W.C. en lado derecho	24-11	AII-42
	Kit salvamento	24-46	AII-43
	Tubo lanzabengalas	24-47	AII-44
	Puestos de observador	24-51	AII-45
	Moqueta	24-25	AII-46
	Galley (Versión SAR)	24-58	AII-47
	Puesto de navegante/radarista	24-59	AII-48
	Kit descanso tripulantes (Versión SAR)	24-60	AII-49
25	MISCELANEA		
	Faro de búsqueda (Versión SAR)	25-6	AII-50



OPCION NO. 11-2

TITULO: Totalizador de Combustible.

DESCRIPCION: Un totalizador por cada motor podrá ser instalado en la cabina de pilotos, el cual indique la cantidad en libras de combustible total consumido.

MODIFICACIONES: Peso 0,7 kg.

RELACION DE ELEMENTOS: El sistema utilizará:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
2	Totalizadores combust.	AT 204-23	FOXBORO

16



OPCION NO.11-5

TITULO: Llenado a presión de combustible para los cuatro depósitos.

DESCRIPCION: Esta instalación proveerá al C-212 de la posibilidad de llenado de combustible a presión. El control de llenado se realizará mediante dispositivos eléctricos y mecánicos, que garanticen una continuidad de funcionamiento de forma segura y fiable y cumpliendo los requerimientos aplicables. Llevará un sistema de corte de combustible automático y un sistema de comprobación previa de dicho corte de combustible. Incorporará tambien un sistema de aviso de sobrellenado.

MODIFICACIONES: Peso: 9,5 kg. (20,9 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Boca de llenado	K97-38-202	ZENITH-AVIATION
2	Válvulas de flotador de llenado	L89C07-251	" "
2	Válvulas de flotador de llenado	L89C07-252	" "
4	Válvula de corte de llenado	ET-14335	" "
4	Interruptores de máximo nivel de combustible	3515000/272	FLIGHT REFUELL.
2	Llaves de paso motorizadas	AV16B2106B	ITT GEN.CONTROLS

M.O.
16



OPCION NO.11-7

TITULO: Sistema de depositos de combustible subalares.

DESCRIPCION: Este sistema estará formado por dos depositos de una capacidad unitaria de 500 litros, suspendidos de cada una de las alas mediante pilones, situados en las estaciones 5197.

Los depositos estarán equipados de una bomba eléctrica que trasvasara el combustible al deposito auxiliar del ala exterior, avisos de bajo nivel de combustible, aviso de sobrellenado y sistema de vaciado rapido.

El llenado de los depositos se podrá realizar por gravedad o mediante el sistema de llenado a presión del avión.

El control de trasvase y vaciado se efectuará mediante una centralita situada en la cabina de pilotos.

MODIFICACIONES: Peso: 80 kg. (176 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
2	Depositos	212-54700	C.A.S.A.
2	Pilones	212-89550	C.A.S.A.
2	Bomba sumergida	RR 54170	ZENITH
2	Válvula de vaciado rapido y alivio de pres.	3ET14853	ZENITH
2	Válvula de corte llenado a presión	ET14335	ZENITH
2	Indicador de max. nivel	CA.56000	C.A.S.A.
2	Indicador de min. nivel	CA.56100	C.A.S.A.



OPCION NO.14-2

TITULO: Baterias SAFT-4071-2.

DESCRIPCION: Instalación de dos baterias SAFT-4071 de 24V y una capacidad nominal de 40 Ah.

Incluyen sensores de temperatura.

MODIFICACIONES: Peso 72 kg. (158,4 lb).

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
2	Baterias	4071-2	SAFT



OPCION NO.15-2a

TITULO: Iluminación cabina de carga.

DESCRIPCION: El sistema de iluminación de la cabina de carga está formado por ocho plafones situados en los techos.

MODIFICACIONES: Peso: 1.62 Kg.(3.56 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
8	Plafones de techo	HE-20-71-2	URIARTE ZAMARRON
16	Lámparas	7529	" "

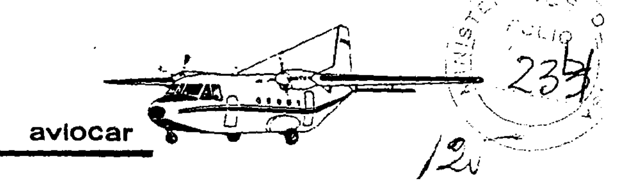
16





CONSTRUCCIONES AERONAUTICAS, S. A.

C-212 aviocar



OPCION NO.17-1

TITULO: Sistema de Aire Acondicionado por Freon

DESCRIPCION: El sistema constará de dos paquetes independientes tipo ciclo simple de vapor. Cada paquete tendrá un condensador, un vaporizador, un deshumificador. La condensación del flujo se hará a través de un compresor y un condensador. El fluido utilizado es Freon R12.

El aire enfriado se introducirá en la cabina a través de un sistema de distribución. Cada paquete será capaz de suministrar 12.000 Btu/hora.

MODIFICACIONES: Incremento de peso (instalación total): 82 Kg.

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
2	Condensador	D1311-1	DYNAMIC AIR
2	Vaporizador	D1411-1A	" "
2	Deshumificador	KD 1220	" "
5	Salida de distribución	KD 1261	CAREY
2	Salida de distribución	2363-503	YEMAC

M.D.
16



OPCION NO. 19-1

TITULO: Antihielo de alas y cola.

DESCRIPCION: Este sistema evitará la acumulación de hielo en los bordes de ataque de alas y cola.

El sistema utilizará aire sangrado del motor para el inflado y desinflado de zapatas de goma pegadas en los bordes de ataque. Dos reguladores de presión mantendrán una presión constante de 18 ± 1 psi en las canalizaciones de distribución a las cinco válvulas eyectoras. Un temporizador regulará la secuencia y el tiempo de energización de las válvulas eyectoras. Un manómetro será instalado en la cabina de pilotos para la medición de presión en las canalizaciones de distribución.

MODIFICACIONES: Peso: 26 kg.(57.2 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS: El sistema estará compuesto de:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
2	Válvulas antirretorno	CA 25600.1	C.A.S.A.
2	Reguladores presión	3D 2372-02	B.F.GOODRICH
5	Válvulas eyectoras	3D 2353-06	"
1	Temporizador	1911-02	C.A.S.A.
1	Transmisor presión	418-04014	EDISON
1	Manómetro	217-05111	"
7	Zapatas de goma	25S-7D5028	B.F.GOODRICH
3	Separadores de agua	44E16-1A	BENDIX
5	Calentadores	01206080	WATLOW
2	Chapas antihielo	212-20030	C.A.S.A.

OBSERVACIONES: Este sistema será necesario para la certificación del avión en vuelos con condiciones meteorológicas de formación de hielo.



OPCION NO. 19-2

TITULO: Sistema Limpiaparabrisas.

DESCRIPCION: Esta instalación constará de un motor eléctrico de alta velocidad conectado mediante una transmisión flexible a dos actuadores que mueven los brazos limpiaparabrisas.

Un conmutador situado en la cabina de pilotos seleccionará dos velocidades del limpiaparabrisas y las posiciones de aparcamiento y desconectado.

MODIFICACIONES: Peso: 4.1 kg.(9.02 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS: Esta instalación estará compuesta de:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante	
1	Motor eléctrico	XW20173-M1	ALCO	CONTROLS
2	Brazos	XW20343-1330	"	"
2	Palas limpiaparabrisas	XW20257-H-14	"	"
2	Convertidores	XW20345-315-82	"	"
1	Interruptor	XW20574-1	"	"
1	Resistencia	W20538-50	"	"
1	Mando Flexible	XW20067-2360	"	"
1	Mando Flexible	XW20067-1289	"	"

OBSERVACIONES: Este sistema será necesario para la certificación del avión en vuelo con condiciones meteorológicas de lluvia.

16



OPCION NO. 20-1

TITULO: Instalación fija de oxígeno.

DESCRIPCION: El sistema de oxígeno utilizará oxígeno gaseoso con regulación por dilución a la demanda y estará destinado para el uso del piloto, copiloto y un posible tercer tripulante.

La botella de oxígeno incorporará un regulador de presión y podrá ser llenada desde el exterior a través de una válvula de llenado. Un manómetro en la cabina de pilotos indicará el estado de carga de la botella.

El sistema estará equipado con máscaras de flujo a la demanda e incorporará un micrófono dinámico de alta frecuencia.

MODIFICACIONES: Peso: 17,5 kg.(38.5 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS: El sistema de oxígeno estará compuesto de los siguientes elementos:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Botella oxígeno con reductor	176201-50	PURITAN-BENNETT
1	Indicador descarga	179001	" "
1	Válvula de llenado	170080	" "
1	Manómetro	171013	" "
1	Llave de paso	170001	" "
3	Tomas de oxígeno	170022	" "
3	Máscaras con micróf.	174144-01	" "





OPCION NO.20-2

TITULO: Equipo portatil de oxígeno.

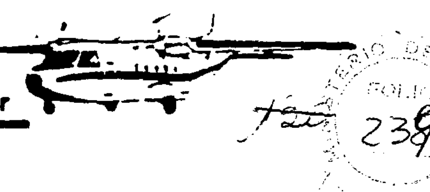
DESCRIPCION: Este equipo estará compuesto por dos botellas de oxígeno transportables y cuatro mascarillas de - flujo continuo. Cada botella tendrá una capacidad de 312 litros a 14,7 psia 70°F y dispondrá de dos salidas de oxígeno y un manómetro de verificación de carga.

MODIFICACIONES: Peso: 7 kg.(15.4 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS: El equipo estará compuesto de los siguien tes elementos:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
2	Botellas transportables	176965-SC-0	PURITAN-BENNET
4	Máscaras de oxígeno	ZM-623	" "
2	Soportes	118080	" "
2	Bridas	118081	" "





OPCION NO.20-4

TITULO: Instalación de Oxígeno especial

DESCRIPCION: Esta instalación añade tres tomas de oxígeno en las posiciones del navegante/radarista y de los observadores.

MODIFICACIONES: Peso: Segun la version del avion.

RELACION DE ELEMENTOS: La instalación está compuesta de:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
3	Tomas de oxígeno	170022	PURITAN-BENNETT
3	Máscaras con micrófono	174144-01	" "
1	Válvula de corte	170001	" "
1	Interruptor de presión	179093-1	" "





OPCION NO. 21-1a

TITULO: Altímetro Kollsman C45521-10-104 (ajuste en milibares).

DESCRIPCION: Instalación de un altímetro Kollsman C45521-10-104.

Proporciona indicación de altura barométrica en un margen de -1000 a 35000 pies pudiendo ajustarse la presión a nivel del suelo entre 800 y 1050 milibares.

Cumple los requisitos ARB números B.748, B.4561, B.4604, B.4560, B.3856 y B.3776.

MODIFICACIONES: Peso: 0.74 kg. (1.63 lb.).

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Altímetro	C45521-10-104	KOLLSMAN

16



OPCION NO.21-3

TITULO: Anemómetro THOMMEN 5A16.12.27 K.00.0.F.

DESCRIPCION: Instalación de un anemómetro THOMMEN 5A16.12.27 - - K.00.0.F.

Proporciona indicación de velocidad de 0 a 270 nudos. Cumplirán los requisitos de la FAA TSO-C2b.

MODIFICACIONES: Peso 0.55 kg. (1.21 lb.) cada unidad.

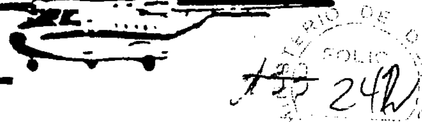
RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
2	Anemómetros	5A16.12.27K.00.0.F	THOMMEN

OBSERVACIONES: La utilización de esta opción es necesaria.

16





OPCION NO.21-4

TITULO: Indicador de viraje Electric Gyro 1234T100-TY

DESCRIPCION: Instalación de un indicador de virajes Electric Gyro 1234T100-TY para cada puesto de piloto.

Los giróscopos serán movidos eléctricamente. Tendrán unos márgenes de utilización de -30°C a + 60°C y de -100 pies a 35000 pies.

Cumplirán los requerimientos FAA TSO-C3b Tipo II.

MODIFICACIONES: Peso: 0.62 kg. (1.36 lb.) cada unidad.

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
2	Indicadores de virajes	1234T100-TY	ELECTRIC GYRO

16



OPCION NO.21-5

TITULO: Brújula magnética MS 17983-2.

DESCRIPCION: Instalación de una brújula magnética MS 17983-2

Se utiliza como elemento auxiliar para proporcionar indicación de rumbo.

Dispone de iluminación integrada.

Cumple la especificación MIL-C-5604.

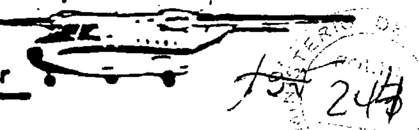
MODIFICACIONES: Peso: 0.3 Kg.(0.66 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Brújula magnética	MS 17983-2	--

16





OPCION NO.21-6a

TITULO: Altímetro codificador Kollsman B45152-10-411 (ajuste en mb.)

DESCRIPCION: Instalación de un altímetro codificador Kollsman B45152-10-411.

Proporciona indicación de altura barométrica de -1000 a 50000 pies por medio de una aguja y una ventana digital, enviando una señal codificada ICAO al transponder que equipe el avión.
También provee una salida baro - potenciométrica de referencia para el piloto automático. La señal " code off " desaparece del indicador cuando el codificador está operando.

MODIFICACIONES: Peso: 1.82 kg. (4 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Altímetro codificador	B45152-10-411	KOLLSMAN

16



OPCION NO.21-8

TITULO: Variómetro

DESCRIPCION: Instalación de un variómetro para cada puesto de piloto.

Proporciona lectura directa de la velocidad ascensional o de descenso hasta 4000 pies por minuto.

La escala está expandida en la pequeñas velocidades ascensionales para facilitar su lectura.

MODIFICACIONES: Peso 0.54 kg. (1.19 lbs.) cada unidad.

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
2	Variómetros	AC.420024	-





CONSTRUCCIONES AERONAUTICAS, S. A.

C-212 aviocar

246

OPCION NO.21-16

TITULO: Consola de Instrumentos para Navegante/Radarista

DESCRIPCION: El avión dispondrá de una consola de Navegante/Radarista en la cual se instalarán los instrumentos que se indican en la relación de elementos.

MODIFICACIONES: Peso: 22.4 Kg. (49.28 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Anemómetro	5A16.12.27.K.00.0.F	THOMMEN
1	Altímetro	C45521-10-104	KOLLSMAN
1	Variómetro	AC.420024	-
1	RMI	RH-445	SPERRY
1	Indicador Radialt.	ALI-55	COLLINS
1	Indicador DME	IND-42C	COLLINS
1	Reloj	B.13.941-22-28-1A	THOMMEN
1	Control OMEGA	11600-3	GLOBAL
1	M.A.U.	11725-4	GLOBAL
1	Indicador TAS	513-24660-502	I.D.C.
1	Control Interfono	G-6314	GABLES
1	Pantalla Radar	429499-1	AIL
1	Unidad de Control Radar	429501-2	AIL
1	Unidad Mando "Joystick"	430185-1	AIL
1	Unidad A.C.	212-60538.1	C.A.S.A.

16



247

OPCION NO.22-4

TITULO: Interfono GABLES G-6314 (Versión SAR).

DESCRIPCION: Instalación de un sistema de interfono GABLES G-6314. El sistema estará diseñado para proveer intercomunicación entre los tripulantes en cualquiera de los modos COLD MIC, HOT MIC, o CALL. Tendrá tres entradas auxiliares de audio, diez líneas de entrada de audio, una línea principal de interfono y dos líneas auxiliares de interfono. Las señales del micrófono del operador podrán ser seleccionadas y canalizadas a cualquiera de las cinco salidas de audio, a las dos líneas de interfono o a la salida al "Passenger address".

El sistema ofrecerá la posibilidad de operar con micrófono de carbón o dinámicos (5 ohm o 150 ohm).

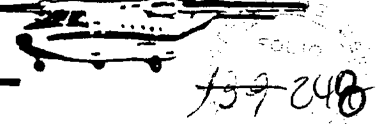
MODIFICACIONES: Peso: 11.5 kg (25.3 lbs.).

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
3	Unidad control audio	G-6314	GABLES
3	Amplificador	G-3122-05B	"
6	Auriculares	H10-36	DAVID CLARK
2	Altavoces	G-5515H	GABLES

16





OPCION NO.22-7a

TITULO: Comunicaciones en HF Collins HF-230.

DESCRIPCION: Instalación de un equipo de comunicaciones en HF - Collins HF-230, operando en la banda de 2a 22.9999 MHz con 210000 canales espaciados 100 KHz así como operación "simplex" o "semiduplex" en 16 canales - programados.

La potencia de transmisión es 100 w p.e.p. y 25 w de potencia media.

El sistema es conforme con los TSO-C31c y TSO-C32c.

MODIFICACIONES: Peso (instalado): 16 KG (35.21 lb.).

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Transceptor	TCR-230	COLLINS
1	Control	CTL-230	"
1	Amplificador	PWR-230	"
1	Acoplador de antena	AAC-200	"
1	Antena	212-6323	C.A.S.A.

16



FOLIO 248

OPCION NO.22-8a

TITULO: Comunicaciones en VHF Collins VHF-22B

DESCRIPCION: Instalación de un sistema de comunicaciones en VHF Collins VHF-22B que trabaja en el margen de frecuencias de 116.000 a 151.975 MHz utilizando 120 canales espaciados 50 KHz.

El sistema cumple los requerimientos FAA TSO-C37b y TSO-C38b.

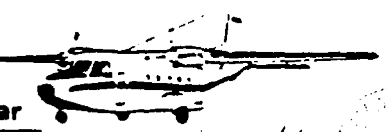
MODIFICACIONES: Peso: 4.26 Kg.(9.37 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Emisor-receptor	VHF-22B	COLLINS
1	Control	CTL-22	"
1	Bastidor	UMT-12	"
1	Antena	37R-2U (AT-1108)	"

16





OPCION NO. 22-12

TITULO: Sistema ADF-60A de Collins.

DESCRIPCION: Instalación de un sistema ADF Collins ADF-60A.

El sistema opera en la banda de frecuencias de 190 a 1749.5 KHz proporcionando información de rumbo a la estación. El control de ADF será para dos frecuencias (DUPLEX).

El sistema cumple los requisitos FAA TSO-C41c.

MODIFICACIONES: Peso: 4.42 Kg.(9.72 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Receptor	ADF-60A	COLLINS
1	Bastidor	UMT-12	"
1	Control	CTL-62	"
1	Antena cuadro/Sentido	ANT-60A	"
1	Adaptador de control	CAD-62	"

16



OPCION NO.22-13

TITULO: Sistema ADF-60A de Collins (segundo).

DESCRIPCION: Instalación de un segundo sistema ADF Collins ADF-60A.

MODIFICACIONES: Peso: 4.42 Kg.(9.72 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Receptor	ADF-60A	COLLINS
1	Bastidor	UMT-12	"
1	Control	CTL-62	"
1	Antena cuadro/Sentido	ANT-60A	"
1	Adaptador de control	CAD-62	"



143 252

OPCION NO.22-14a

TITULO: D.M.E. Collins DME-42.

DESCRIPCION: Instalación de un sistema DME Collins DME-42.

El sistema da la distancia a una estación en tierra en millas náuticas así como la velocidad respecto a tierra y el tiempo a la estación. Se dispone de un indicador repetidor de la distancia a la estación, para el copiloto.

El sistema está controlado desde la unidad de control de navegación VHF.

Cumple los requerimientos FAA TSO-C66b.

Indicaciones:

- Tiempo a la estación: 0 a 99 minutos.
- Velocidad: 0 a 999 kts.
- Distancia: 0 a 250 MN.

MODIFICACIONES: Peso: 3.45 Kg.(7.59 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Receptor-transmisor	DME-42	COLLINS
1	Bastidor	UMT-13	"
1	Indicador	IND-42A	"
1	Indicador-Repetidor	IND-42C	"
1	Antena	237Z-1	"

16



144 253

OPCION NO.22-15

TITULO: Transponder Collins TDR-90.

DESCRIPCION: Instalación de un sistema de transponder Collins TDR-90.

El sistema opera en los modos A y C disponiendo de 4096 códigos de identificación.

Cumple los requerimientos FAA TSO-C74b o TSO-C 74c.

MODIFICACIONES: Peso: 2.75 kg. (6.05 lb.).

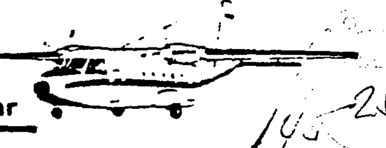
RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Transponder	TDR-90	COLLINS
1	Bastidor	UMT-11	"
1	Control	CTL-92	"
1	Antena	237Z-1	"
1	Adaptador de control	CAD-62	"

M.D.

16





OPCION NO.22-16

TITULO: Radio-altímetro Collins ALT-55B.

DESCRIPCION: Instalación de un sistema de radio-altímetro Collins ALT-55 B

Opera en una frecuencia de 4300 MHz en FM. El margen de medida es de 0 a 2500 ft.

Cumple los requerimientos FAA-TSO-C87.

MODIFICACIONES: Peso: 5.09 kg. (11.20 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Receptor-transmisor	ALT-55B	COLLINS
1	Bastidor	390 R-19	"
2	Indicadores	ALI-55	"
2	Antenas	437X-1	"

16



OPCION NO.22-18a

TITULO: Sistema de Control Automático de Vuelo SPERRY SPZ-4500

DESCRIPCION: Instalación de un Sistema de Control Automático de Vuelo SPERRY SPZ-4500.

Este Sistema suministra referencia de actitud y rumbo magnético y la información necesaria para vuelo manual en los siguientes modos: ALT, IAS, VS, ALT SEL, HDG, NAV (VOR), LOC, BC, ILS y GO AROUND.

El sistema de Piloto Automático a través de las unidades que lo componen, convierten las indicaciones del Director de Vuelo en señales de mando en señales para las superficies de control del avión, permitiendo de esta manera llevar a cabo un autoguiado - en el modo seleccionado en el Director de Vuelo.

MODIFICACIONES: Peso: 26.13 kg. (57.49 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
2	Gyro vertical	VG.14A	SPERRY
2	Gyro direccional	C.14A	"
2	Valvula de flujo	FX-220	"
1	Compensador dual	CS-412	"
2	ADI	AD-550C	"
2	HSI	RD-550A	"
2	RMI	RH-445	"
2	Control remoto	RI-106	"
1	Computador	FZ-450	"
1	Selector de modos	MS-400	"
1	Control	PC-400	"
3	Servo	SM-300	"
1	Servo de trim	TM-400	"
1	Acelerómetro Normal	AG-222	"
1	Acelerómetro Lateral	AG-450	"
1	Sensor de Datos de Aire	AZ-649	"
1	Preselector de Altitud	AL-200	"

16



OPCION NO.22-36

TITULO: Radiobaliza de emergencia Martech EB-2BCD.

DESCRIPCION: Instalación de una radiobaliza de emergencia Martech EB-2BCD.

Cuando es activada, manualmente, o por un impacto - igual o superior a 6 g. transmite en 121.5 MHz y 243 MHz con una potencia de 300 MW por canal.

Cumple los requerimientos ICAO y FAA.

MODIFICACIONES: Peso: 0.59 Kg. (1.3 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Radiobaliza	EB-2BCD	MARTECH INC.
1	Trasmisor	750073	" "
1	Antena	660103	" "



OPCION NO. 22-40a

TITULO: Radar de búsqueda AN/APS-128D.

DESCRIPCION: Instalación de un radar de búsqueda de AIL AN/APS-128D.

El equipo trabaja en 9375 GH_z con una potencia de 100 Kw de pico. En el modo agilidad en frecuencia varía 85 MHz alrededor de la frecuencia central a un ritmo de 75 Hz.

Dispone de una pantalla para operador y otra en la cabina de pilotos, desde donde se puede controlar el radar en modo meteorológico.

Tiene cuatro escalas: 10, 25, 50 y 125 nm.

En modo "sector scan" se puede seleccionar un sector de 30 a 300º grados con posibilidad de centrarlo alrededor de cualquier azimut.

MODIFICACIONES: Peso: 82.12 Kg. (180.66 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Unidad de conexión	426364-3	AIL
1	Control piloto	2087962-0108	BENDIX
1	Pantalla de piloto	2041215-1101(PPI-1U)	"
1	Transceptor	426447-5	AIL
1	Bastidor	412540-4	"
1	Antena	426445-5	"
1	Convertidor	MD-1020-24--1800-CS	PHOENIX
1	Convertidor Digital de Barrido	431544-2	AIL
1	Unidad de adaptación	512603-1	"
1	Bastidor	430005-1	"

OBSERVACIONES: La Unidad de Control 429501-2, la Pantalla de Operador 429499-1, el Joystick 430185-1, y la unidad de conexión de AC 212-60538.1 van en la consola de Navegante/Radarista (Opción 21-16).



OPCION NO.22-41

TITULO: Cámara AGIFLITE.

DESCRIPCION: Instalación de una cámara AGIFLITE.

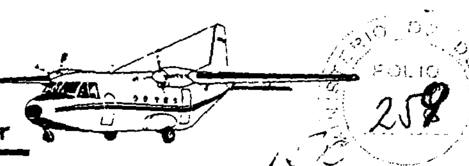
Existen en el avión cuatro puntos de conexión de la cámara, en las posiciones de observadores navegante/ /radarista y copiloto. Cuando la cámara está conectada en una de estas posiciones, se alimenta con la energía suministrada por el avión (en caso contrario, dispone de una bateria recargable de 12V) y - registra en cada fotografía los datos de navegación procedentes del equipo OMEGA.

MODIFICACIONES: Peso: 11.8 Kg. (25.96 lbs.). Este peso es aproximado, dependiendo de la lente que monte la camara y de la composicion del kit de objetivos.

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Unidad de datos	20711/200	AGI
1	Unidad de distribución	30002/200	"
1	Cuerpo de cámara	20665/200D	"
1	Kit de objetivos	T.B.U.	"
1	Data Magazine	-	"





OPCION NO.22-42b

TITULO: Omega Global GNS-500A Serie 4.(Version SAR)

DESCRIPCION: Instalación de un sistema de navegación Omega Global GNS-500A Serie 4.

El sistema permite la navegación del avión independientemente de las ayudas de radionavegación clásicas de tierra, operando en la banda de frecuencia de VLF y utilizando la red mundial de ayudas OMEGA o bien la red de comunicaciones "U.S. Navy Communications".

La sintonía de estas estaciones la realiza el sistema de forma automática de acuerdo con el nivel de recepción de cada estación.

Pueden ser preseleccionadas hasta 127 puntos asignándoles el piloto una identificación de hasta 5 letras o números.

El sistema dispone de modos de búsqueda para utilización durante la operación SAR.

El equipo lo pueden controlar desde la cabina de pilotos o desde el puesto del navegante/radarista.

Mediante un selector situado en el tablero de instrumentos al alcance del piloto, se puede acoplar al piloto automático que en el modo NAV llevará el avión por la ruta OMEGA seleccionada.

El equipo proporciona una salida digital según ARINC 571 que es utilizada por el radar en el modo "Ground stabilization" y por la cámara AGIFLITE.

El sistema se ajusta a las especificaciones FAA TSO-C94.

M.D. 16

MODIFICACIONES: Peso: TBO

.../...

VERSION:
FECHA: 16-7-87

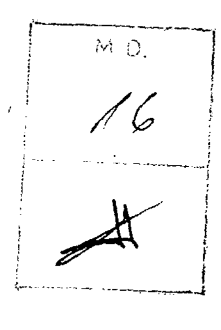


OPCION NO.22-42b

TITULO: Omega Global GNS-500A Serie 4. Versión SAR (Cont.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Receptor-computador	TBD	GLOBAL
1	U. opcional	TBD	"
1	Antena	TBD	"
1	U. de control	TBD	"
1	Sensor temp. total	TBD	ROSEMOUNT
1	Computador TAS	TBD	I.D.C.





OPCION NO.22-43a

TITULO: Navegación VHF Collins VIR-32A (duplicado).

DESCRIPCION: Instalación de un sistema de VOR Collins VIR-32A. El sistema tiene 200 canales VOR/LOC en la banda de 108.00 a 117.95 MHz y 40 de senda de planeo.

Asimismo incorpora un receptor de balizas.

El sistema es conforme a los requerimientos FAA TSO-C40a, TSO-C36c Clase D, TSO-C34c Clase D y TSO-C35d Clase A.

MODIFICACIONES: Peso: 4.91 kg. (10.8 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
2	Receptores de Navegación	VIR-32A	COLLINS
2	Control	CTL-32	"
2	Bastidor	UMT-12	"
1	Antena de senda de planeo	37P-5	"
2	Antena de VOR/LOC	DMN4-4	DORNE & MARGOLIN
2	Antena de marker	37X-2	COLLINS
2	Adaptador RMI	699Z-1	" (1)

M. D.
16

155 262

OPCION NO. 22-61

TITULO: VHF-UHF-AM-FM Comunicaciones COLLINS AN/ARC-182

DESCRIPCION: Instalación de un sistema de comunicaciones VHF-UHF AM/FM tipo COLLINS AN/ARC-182.

El ssitema transmitirá y recibirá en amplitud modulada y frecuencia modulada (AM y FM), señales en la gama de frecuencias de 30 a 399.975 MHz en incrementos de 25 KHz de sintonía dentro de la banda de frecuencia, y con los siguientes números de canales:

FREC. (MHz)	MODO	Nº DE CANALES
30.000 - 87.975	FM	2320
108.000 - 117.975	AM (Rcp. sólo)	400
118.000 - 155.975	AM	1520
156.000 - 173.975	FM	720
225.000 - 399.075	AM/FM	7000

Cuatro frecuencias más (40.5 MHz FM, 121.5 MHz AM, - 156.80 MHz y 243.00 MHz AM) son posibles y pueden ser seleccionadas automáticamente.

El sistema también proveer señal de ADF en la banda de 108.0 a 173.95 MHz y 225.0 a 300.975 MHz.

El sistema permite la utilización en modo Homing en la banda de 30.0 a 87.975 MHz.

MODIFICACIONES: Peso: 7.57 Kg. (16.65 lbs)

M.D.
16

.../...

OPCION NO. 22-61

TITULO: VHF-UHF-AM-FM, Comunicaciones COLLINS AN/ARC-182 (Continuac.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P/N	Fabricante
1	Control transceptor	RT-1327A/ARC	COLLINS
1	Antena	12-190-1	CHELTON
1	Unidad Lógica	7-5 PIN 14	"
1	Unidad Homing	7-67-3	" (1)
1	Indicador Homing	7-26-4	" (1)
2	Anteans Homing	16-26 B	" (1)

OBSERVACIONES: (1) Se instalan estos elementos cuando se acople al sistema Homing de CHELTON.

M.D.
16



264

OPCION NO.23-1

TITULO: Asiento de tercer tripulante.

DESCRIPCION: Se introducirá un asiento replegable de doble uso que podrá ser utilizado como asiento de azafata o como asiento de tercer tripulante. Irá equipado con cinturón de seguridad y tirantes para permitir su utilización en condiciones de aterrizaje de emergencia.

MODIFICACIONES: La estructura de la cuaderna 7 de proa deberá ser reforzada localmente para soportar las condiciones de carga de aterrizaje de emergencia. Peso: 10.5 kg.(23.1 lbs.)

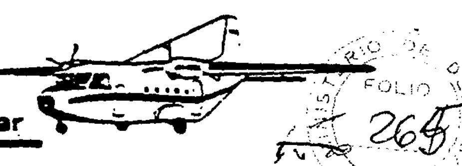
RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Asiento de 3er tripulante	CA.35300.1	C.A.S.A.

OBSERVACIONES: Es requerimiento FAA para volar en Estados Unidos.

16





OPCION NO.23-2

TITULO: Parasol.

DESCRIPCION: Instalación de parasoles para los dos pilotos.

MODIFICACIONES: El incremento de peso será de 1.9 kg. (4.2 lb.).

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
2	Parasol	CA.47100	C.A.S.A.



FOLIO 266

OPCION NO.24-1

TITULO: Acondicionamiento transporte.

DESCRIPCION: Instalación de un revestimiento interior constituido por guateado flexible en los laterales y por techos de nido de abeja y prepregs. Se dispondrá de insonorización a base de bolsas de fibra de vidrio situadas entre las cuadernas.

MODIFICACIONES: Peso: 116.86Kg. (257.09 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
-	Tapizado lateral	212-86620	C.A.S.A.
1	Cortina	212-81349	"
-	Techos	212-86601/86617	"
-	Insonorización	212-87000	"
1	Kit primeros auxilios	AC.820152	-
1	Hacha	212-81358	C.A.S.A.
1	Protección de cables en portalón	212-81269	"

NOTA: Se suministrarán con el avión un juego de anillas de sujeción de carga (16 de 1250 lbs. y 4 de 2500 lbs.).

M.D. 16



OPCION NO. 24-11

TITULO: WC en lado derecho.

DESCRIPCION: Instalación entre las cuadernas C7 y C10, en el lado derecho del avión de un aseo desmontable.

MODIFICACIONES: Peso: 21.12 Kg. (46.46 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P/N	Fabricante
1	Aseo desmontable	212-88602	C.A.S.A.

M.D.
16



OPCION NO.24-46a

TITULO: Kit de salvamento.

DESCRIPCION: Instalación de un conjunto de elementos destinados al salvamento de náufragos y de la propia tripulación. El conjunto está constituído básicamente por dos contenedores facilmente desmontables que pueden mantenerse cargados en la base e instalarse directamente en la rampa del avión. En ellos se pueden transportar dos cadenas de balsas MA-2 para 40 plazas cada una, u opcionalmente una o dos cadenas de balsas MA-1 de 14 plazas de capacidad.

MODIFICACIONES: Peso: TBD

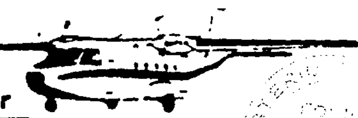
RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
2	Contenedores	212-81350	C.A.S.A.

M.D.

16





OPCION NO.24-47

TITULO: Tubo lanzabengalas.

DESCRIPCION: Instalación de un tubo lanzabengalas especialmente diseñado para lanzar por gravedad bengalas MK.24 tipo 4.

MODIFICACIONES: Peso: 4 kg. (8.8 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Tubo lanzabengalas	8035	ALKAN



OPCION NO.24-51

TITULO: Puestos de Observador.

DESCRIPCION: Instalación de dos asientos de observación y dos ventanas de burbuja, situados junto a la puerta de pasajeros y la puerta de emergencia del lado derecho. Los asientos pueden moverse longitudinalmente y son rotatorios pudiéndose bloquear cada 45º. Las ventanas de burbuja pueden abrirse hacia el interior. Los pisos entre las cuadernas 11 y 17 deben ser sustituidos por otros más resistentes.

MODIFICACIONES: Peso: 74.29 Kg. (163.44 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
2	Asientos de observador	804-1	AVIATION FURNISH.
1	Piso derecho	80407	" "
1	Piso central	80405	" "
1	Piso izquierdo	80403	" "
2	Ventanas de burbuja	240217	TRIPLEX



OPCION NO.24-25

TITULO: Moqueta.

DESCRIPCION: Instalación de moqueta cubriendo los pisos y zócalos del avión.

MODIFICACIONES: El incremento de peso dependerá del tipo de moqueta elegido por el cliente. Se recomienda moqueta de 1,6 kg/m^2 (0,33 lb/sq.ft.), con la cual el incremento de peso será de 25 kg. (55 lb.).



OPCION NO.24-58

TITULO: Galley (Versión SAR).

DESCRIPCION: Instalación de un galley provisto de tres termos de 2,6 litros de capacidad cada uno (dos aislados y uno eléctrico) y tres armarios de 28,8 dm^3, 36 dm^3 y 57,8 dm^3 respectivamente.

MODIFICACIONES: Peso: 30 kg. (66 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Galley	86401-10	AVIAT.FURNISH.





CONSTRUCCIONES AERONAUTICAS, S. A.

OPCION NO.24-59

TITULO: Puesto Navegante/Radarista.

DESCRIPCION: Incluirá la instalación de la consola de Navegante/ Radarista para soportar los equipos descritos en la Opción Nº 21-16 y el asiento correspondiente.

MODIFICACIONES: Peso: 63.84 Kg. (140.45 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Consola	212-60521.1	C.A.S.A.
1	Asiento	804-1	AVIAT.FURNISH.
1	Piso soporte asiento	87505	" "

M. D.
16



OPCION NO.24-60

TITULO: Kit descanso tripulantes. (Version SAR)

DESCRIPCION: Instalación de los elementos precisos para llevar plegadas o extendidas, dos camillas para descanso de tripulación y un asiento doble plegable.

MODIFICACIONES: Peso: TBD

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Kit de camillas	CA. 38900	C.A.S.A.
1	Asiento doble plegable	93730	FIELD AVIATION

NOTA: El Kit no incluye las camillas, que serán de tipo standard.

16



OPCION NO.25-6

TITULO: Faro de búsqueda. (Versión SAR)

DESCRIPCION: Instalación de un faro de búsqueda, que permita la identificación de barcos en operación de patrulla marítima.

MODIFICACIONES: Peso: TBD

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Faro de búsqueda	TBD	TBD

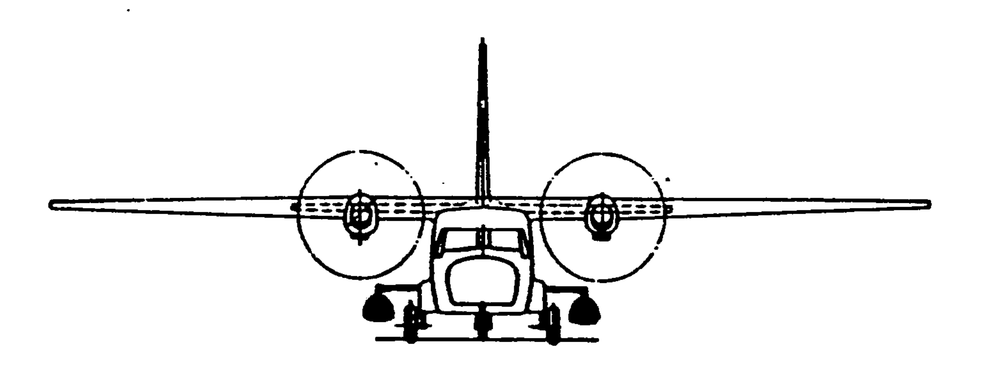
JUAN EDUARDO MOSQUEDA
PREFECTO GENERAL
PREFECTO NACIONAL NAVAL

JAVIER CASAS



167 276

PATRULLA MARITIMA



M.D.
16

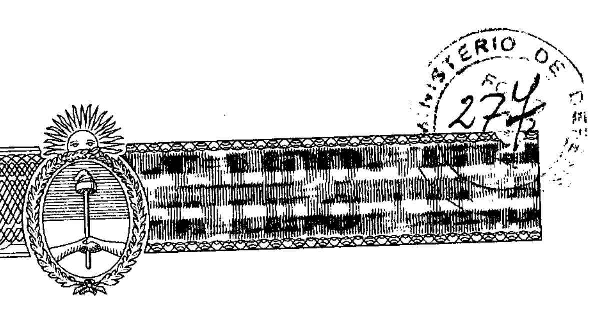
JUAN EDUARDO MOSQUEDA
PREFECTO GENERAL
PREFECTO NACIONAL NAVAL

JAVIER CASAS

PROGRAMA VISA C-212



ACTUACION NOTARIAL
LEY 12.990 - RUBRICA

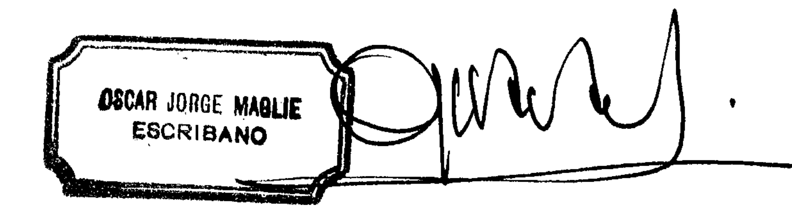


C 000797926

En mi carácter de Escribano **Adscripto al Registro Notarial 569** -------

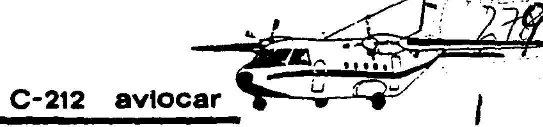
CERTIFICO que el documento adjunto, extendido en **167** ------ foja/s, que sello y rubrico, es/son COPIA/S FIEL de su original, que tengo a la vista, doy fe.

Buenos Aires, **12** de **febrero** de 19**88** .--



...ERIO DE DEFENSA
FOLIO
278

16



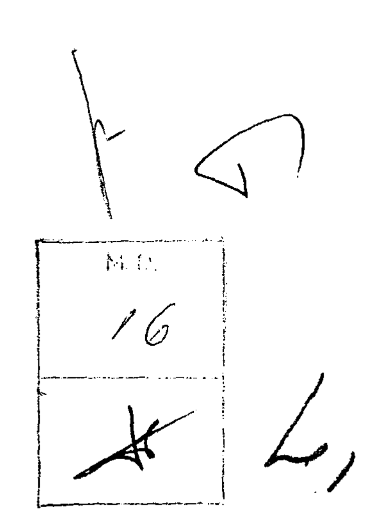
"ANEXO II"

E S P E C I F I C A C I O N   T E C N I C A

C A S A   C - 2 1 2   A V I O C A R

PARA: PREFECTURA NAVAL
ARGENTINA

FECHA: 16-Febrero-87



ESTE DOCUMENTO ES PARA USO EXCLUSIVO DEL CLIENTE Y DE CONSTRUCCIONES AERONAUTICAS, S.A., Y NO DEBE SER DISTRIBUIDO, TOTAL O PARCIALMENTE, SIN AUTORIZACION DE C.A.S.A. FUERA DE LAS ORGANIZACIONES RESPECTIVAS.



C-212 AVIOCAR-ESPECIFICACION TECNICA

LISTA DE PAGINAS MODIFICADAS

PAGINA	FECHA	PAGINA	FECHA
1-1	16-7-87		
2-2	"		
3-1	"		
5-1	"		
8-6	"		
17-1	"		
AII-2	"		
AII-3	"		
AII-27	"		
AII-28	"		
AII-35	"		
AII-37	"		
7-1	10-12-87		
7-2	"		
7-3	"		
AII-2	"		
AII-3	"		
AII-30	"		



MINISTERIO DE DEFENSA FOLIO 28

INDICE

SECCION 1.0. INTRODUCCION

1.1. Objeto

1.2. Orden de Precedecia de Documentos

SECCION 2.0. INFORMACION GENERAL

2.1 Descripción del Avión

2.2. Fabricante

2.3. Tipo y Utilización del Avión

2.4. Propulsión

2.5. Disposicón Interior

2.6. Variantes

2.7. Abreviaturas

SECCION 3.0. REQUISITOS DE CERTIFICACION

3.1. Certificación de Tipo

3.2. Certificado de Aeronavegabilidad

3.3. Requisitos Especiales del Cliente

3.4. Alteraciones Obligatorias

SECCION 4.0. SISTEMA DE FABRICACION DEL AVION

4.1. Sistema de Unidades

4.2. Normas

4.3. Especificaciones y Procesos

4.4. Requisitos Básicos de Acabado

4.5. Acabado Exterior

PROGRAMA VISA C-212

FOLIO 282

SECCION 5.0. CONDICIONES DE ENTREGA

5.1. Plazos de Entrega

5.2. Sustitución de Equipos y Elementos

5.3. Introducción de Mejoras

5.4. Información Técnica

SECCION 6.0. DIMENSIONES, AREAS Y DATOS GENERALES

6.1. General

6.2. Dimensiones Principales

6.3. Ala

6.4. Fuselaje

6.5. Estabilizadores

6.6. Tren de Aterrizaje

6.7. Grupo Motopropulsor

SECCION 7.0. INFORMACION DE DISEÑO

7.1. General

7.2. Pesos de Diseño

7.3. Límites del Centro de Gravedad

7.4. Actuaciones

7.4.1. Distancias de Despegue

7.4.2. Actuaciones de Subida

7.4.3. Velocidades de Crucero

7.4.4. Distancias de Aterrizaje

7.4.5. Alcances

M. D. 16

MINISTERIO DE DEFENSA
FOLIO
283

7.5. Velocidades de Diseño

7.6. Factores de Carga

7.7. Resistencia de los Pisos

SECCION 8.0. ESTRUCTURA

8.1. General

8.1.1. Materiales y Métodos de Fabricación

8.1.2. Acceso para Inspecciones, Mantenimiento y Reparación

8.1.3. Ventilación

8.1.4. Drenaje

8.1.5. Montaje sobre Gatos

8.i.6. Remolcado

8.1.7. Izado

8.1.8. Nivelación

8.2. Ala

8.2.1. General

8.2.2. Plano Medio

8.2.3. Alas Exteriores

8.2.4. Bancadas de los Motores y Góndolas

8.2.5. Flaps y Alerones

8.3. Fuselaje

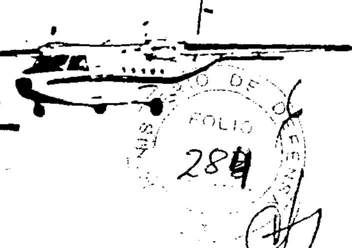
8.3.1. General

8.3.2. Parabrisas y Ventanas

8.3.3. Puerta para Pasajeros y Tripulación y Salidas de Emergencia

16

VISA 212



8.3.4. Puerta Trasera de Carga

8.3.5. Pisos

8.3.6. Compartimento de Carga de Proa

8.4. Empenaje

8.4.1. General

8.4.2. Estabilizador Horizontal

8.4.3. Mando de Altura

8.4.4. Deriva

8.4.5. Mando de Dirección

8.5. Tren de Aterrizaje

8.5.1. General

8.5.2. Tren principal

8.5.3. Tren de Morro

8.5.4. Frenos

SECCION 9.0. GRUPO MOTOPROPULSOR

9.1. General

9.2. Motor

9.3. Hélice

9.4. Mandos de Motor y Hélice

9.5. Bancada y Capot

SECCION 10.0. SISTEMA DE ACEITE

10.1. General

10.2. Depósito de Aceite

10.3. Radiador de Aceite

M.D.
16



SECCION 11.0. SISTEMA DE COMBUSTIBLE

11.1. General

11.2. Depósitos de Combustible

11.3. Llenado y vaciado

11.4. Alimentación y Trasvase

11.5. Indicación de Combustible

11.6. Ventilación y Limitación de Presión

SECCION 12.0. MANDOS DE VUELO

12.1. General

12.2. Sistema del Mando de Profundidad

12.2.1. Timón de Profundidad

12.2.2. Compensadores de Profundidad

12.3. Sistema del Mando de Alabeo

12.3.1. Alerón

12.3.2. Compensador de Alabeo

12.4. Sistema del Mando de Dirección

12.4.1. Timón

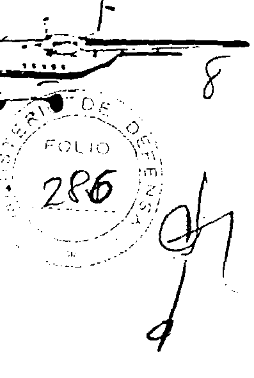
12.4.2. Compensador de Dirección

12.5. Bloqueo Triple de Mandos

12.6. Sistema del Mando de Flaps

12.7. Cables





SECCION 13.0. SISTEMA HIDRAULICO

13.1. General

13.2. Sistema de Potencia

13.3. Subsistema de Flaps

13.4. Subsistema de Frenos

13.5. Subsistema de Dirección de Tren

13.6. Subsistema de Compuertas de Carga

SECCION 14.0. SISTEMA ELECTRICO

14.1. General

14.2. Fuentes de Potencia

14.2.1. Arrancador-Generador

14.2.2. Baterías

14.2.3. Inversores

14.2.4. Fuente Exterior

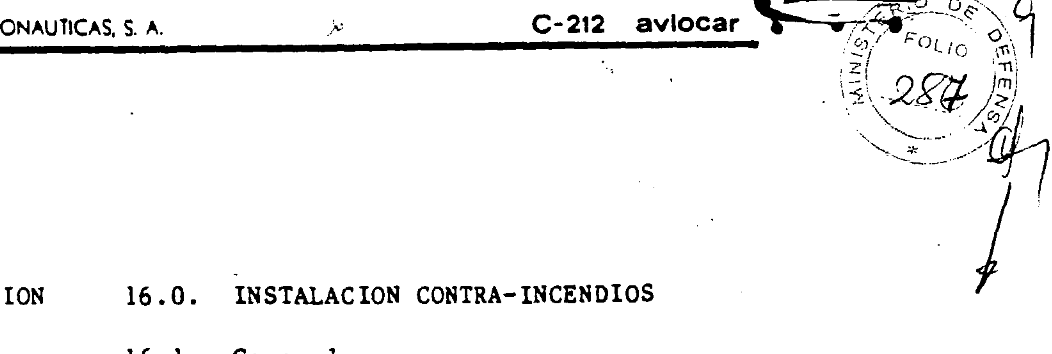
14.3. Cableado

SECCION 15.0. ILUMINACION

15.1. Iluminación Exterior

15.2. Iluminación Interior

15.3. Iluminación de Emergencia



SECCION 16.0. INSTALACION CONTRA-INCENDIOS

16.1. General

16.2. Sistema de Detención de Fuego del Motor

16.3. Sistema de Extinción de Fuego del Motor

16.4. Sistema de Contraincendios de Fuselaje

SECCION 17.0. INSTALACION DE CALEFACCION

17.1. General

17.2. Distribución

SECCION 18.0. INSTALACION DE VENTILACION

18.1. General

18.2. Cabina de Pilotos

18.3. Ventilación del Armario de NAV. COM.

SECCION 19.0. INSTALACION ANTI-HIELO

19.1. General

19.2. Toma de aire del Motor

19.3. Parabrisas

19.4. Hélices

19.5. Tubo Pitot

SECCION 20.0. INSTALACION DE OXIGENO

20.1. General





288

SECCION 21.0. INSTRUMENTOS

21.1. General

21.2. Instrumentos de Motor

21.3. Instrumentos Varios

21.4. Instrumentos de Vuelo y Navegación

SECCION 22.0. AVIONICA

22.1. General

SECCION 23.0. CABINA DE PILOTOS

23.1. General

23.2. Asientos

23.3. Visibilidad

23.4. Disposición de los Mandos

23.5. Acondicionamiento

SECCION 24.0. ACONDICIONAMIENTO INTERIOR

24.1. General

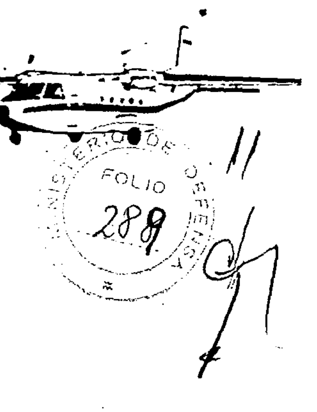
24.2. Acondicionamiento y Equipamiento de la Cabina Principal

24.3. Lavabo

24.4. Opciones de Acondicionamiento

16

PROGRAMA VISA C-212

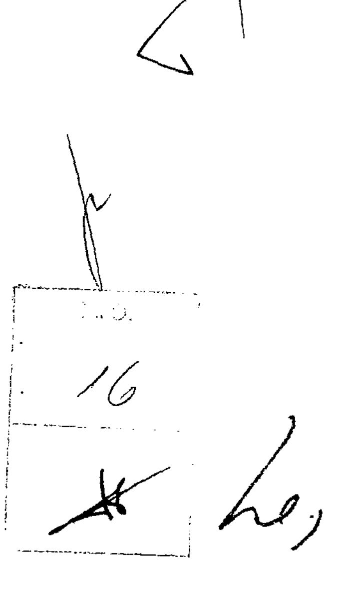


SECCION 25.0. EQUIPOS AUXILIARES Y ELEMENTOS PARA MANEJO EN TIERRA

25.1. General

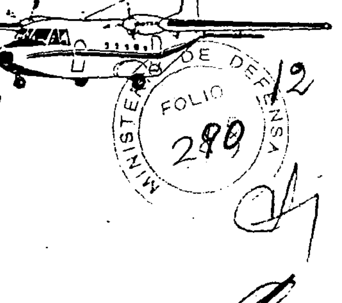
APENDICE I Lista de Equipado Básico

APENDICE II Opcionales









1.0. INTRODUCCION

1.1. OBJETO

El objeto de esta Especificación es proporcionar una descripción del diseño y características del Avión CASA C-212 "Aviocar".

Las siguientes Especificaciones con sus correspondientes modificaciones vienen asociadas a esta Especificación.

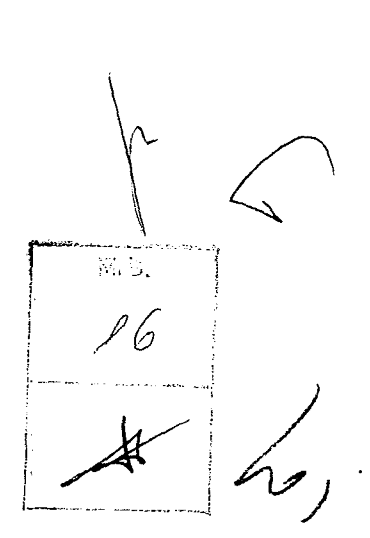
a) Especificación del motor Garrett Airesearch TPE-331-10R-513C, 21-3121-D de fecha Octubre de 1985.

IM-5117, Manual de Instalación.

Las ilustraciones incluidas en esta Especificación tienen carácter meramente informativo y no deberán ser interpretadas a efectos contractuales como parte integrante de la Especificación.

1.2. ORDEN DE PRECEDENCIA DE DOCUMENTOS

Queda expresamente entendido y convenido que los términos del Contrato de Venta al cual va anexa y por referencia incorporada la presente Especificación con sus correspondientes correciones, serán las que rijan con carácter imperativo, independientemente de cualquier expresión o indicación que la Especificación contenga y que aparentemente resulte contradictoria a dichos términos.





En caso de discrepancia entre esta Especificación y cualquier otro dato o documento especificado en la misma, excepto en cuanto concierne a los términos del Contrato de Venta, la información contenida en la Especificación será la que prevalezca.

M. D.
16



2.0. INTRODUCCION GENERAL

2.1. DESCRIPCION DEL AVION

El avión CASA C-212 "Aviocar" es un avión de estructura metálica bimotor, de ala y cola en voladizo, fuselage semimonocasco y tren de aterrizaje triciclo fijo.

El fuselaje no es presurizado.

2.2. FABRICACION

Construcciones Aeronáuticas, S.A.

2.3. TIPO Y UTILIZACION DEL AVION

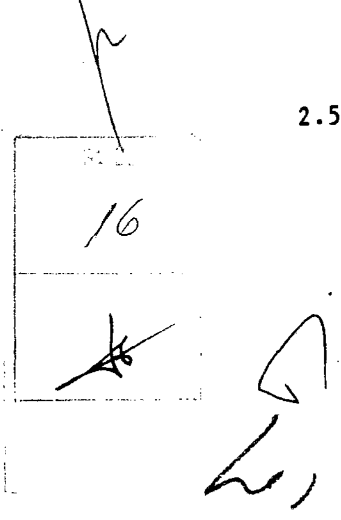
Se trata de un avión ligero, multi-uso, de operación ininterrumpida día y noche, incluso desde campos no pavimentados.

2.4. PROPULSION

Este avión va equipado con dos motores Garrett Airesearch modelo TPE331-10R-513C turbohélice de 925 SHP de potencia mínima garantizada a nivel del mar y condiciones ISA + 9°C.

Los motores van provistos de hélices cuatripalas Dowty Rotol (C) R334/4-82-F/13 de velocidad constante con cambio automático de paso de pala y reversa.

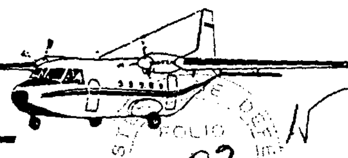
2.5. DISPOSICION INTERIOR



El avión esta previsto para dos tripulantes. Un asiento adicional puede ser instalado, bajo pedido, en la cabina de pilotos para un tercer tripulante.

El avión tiene posibilidad de ser acondicionado en diferentes versiones.





En el portalón de carga y sobre el mismo, si es requerido por el comprador, puede ser instalado el compartimento de equipajes con una capacidad máxima de 400 Kg (880 lbs.).

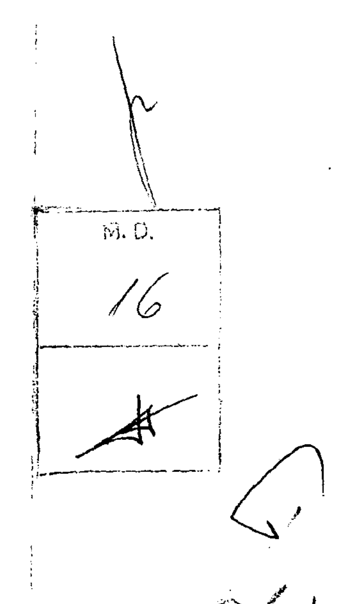
2.6. VARIANTES

Cualquier alteración de las características básicas del avión descritas en esta Especificación Técnica deberá ser indicada en el Contrato de Venta y cualquier incorporación de equipo opcional u otro equipo solicitado por el Cliente, excepto las incluidas en esta Especificación Técnica, quedará sujeta a un acuerdo por separado.

El Cliente deberá facilitar instrucciones de instalación para aquellos equipos que, siendo suministrados por él, deba de instalar el fabricante, con el fin de que éste pueda hacer las provisiones necesarias.

2.7. ABREVIATURAS

A continuación se indican los significados de las abreviaturas utilizadas en esta Especificación Técnica:



a) INTA: Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial

b) FAA: Federal Aviation Administration de los Estados Unidos de America.

c) CASA: Construcciones Aeronáuticas, S.A.

d) FAR: Federal Aviation Regulations promulgadas por la FAA

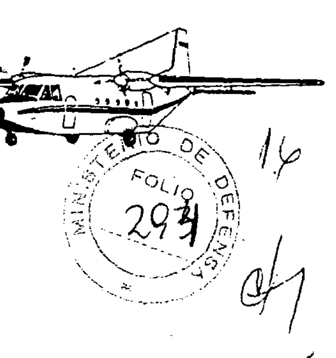
e) ISO: International Standards Organization.

f) AECMA: Association Européene de Constructeurs de Material Aerospatiale.

g) NACA: National Advisory Commitee for Aeronautics.

h) ARINC: Aeronautical Radio, Inc.





3.0. REQUISITOS DE CERTIFICACION

3.1. CERTIFICACION DE TIPO.

El avión será diseñado y fabricado de acuerdo con los requisitos de certificación españoles.

3.2. CERTIFICACION DE AERONAVEGABILIDAD.

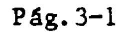
El avión deberá reunir las características necesarias para la obtención del correspondiente Certificado de Aeronavegabilidad y saldrá de fábrica provisto de dicho Certificado.

3.3. REQUISITOS ESPECIALES DEL CLIENTE.

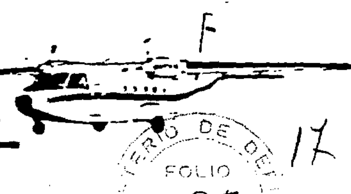
El Cliente queda obligado a informar al Fabricante sobre cualquier equipo especial necesario para satisfacer los requisitos de funcionamiento particulares establecidos por las autoridades correspondientes en su país. Salvo estipulación en sentido contrario, el Cliente deberá responsabilizarse de la obtención de dicho equipo.

3.4. ALTERACIONES OBLIGATORIAS.

Debido a modificaciones de carácter obligatorio, cambios retrospectivos o interpretación de regulaciones necesarias para la obtención del certificado de Aeronavegabilidad del avión, podría hacerse necesario un reajuste de las características de funcionamiento, pesos, garantías y posibles costos. La introducción de estas modificaciones se regulará según lo especificado en el párrafo C, clausula 10 del contrato.







4.0. SISTEMA DE FABRICACION DEL AVION

4.1. Sistema de Unidades

La estructura del avión será diseñada según el sistema métrico decimal; las tolerancias en las medidas deberán ajustarse al máximo posible a las recomendaciones ISO.

4.2. Normas

Los materiales y piezas utilizados en las construcciones del avión deberán cumplimentar las normas y especificaciones INTA u otras regulaciones generalmente reconocidas y aprobadas en la industria aeronáutica y que sean de aplicación, a la discreción de CASA.

4.3. Especificaciones y Procesos

Los métodos de fabricación utilizados deberán estar de acuerdo con las Especificaciones de Material y Proceso establecidas por CASA y que sean aplicables y estén vigentes en la fecha del Contrato o posteriormente, a la discreción de CASA.

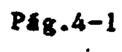
4.4. Requisitos Básicos de Acabado

Los materiales básicos de acabado, colores, etc., serán seleccionados de acuerdo con las especificaciones establecidas por CASA al respecto y aprobadas por el INTA.

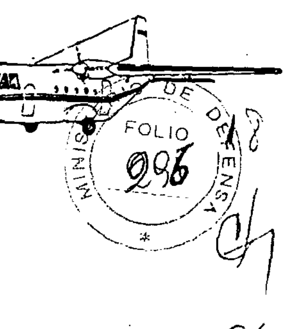
4.5. Acabado Exterior

El fuselaje y los estabilizadores serán entregados en la forma especificada por el Cliente. Sujeto a los términos y condiciones del Contrato de Venta al hacer la entrega, deberán tenerse en cuenta la indicaciones del Cliente en cuanto a requisitos especiales de símbolos y marcado.

M.D. 16







5.0. CONDICIONES DE ENTREGA

5.1. PLAZOS DE ENTREGA

Los plazos de entrega deberán estar de acuerdo con los términos del Contrato de Venta.

5.2. SUSTITUCION DE EQUIPOS Y ELEMENTOS

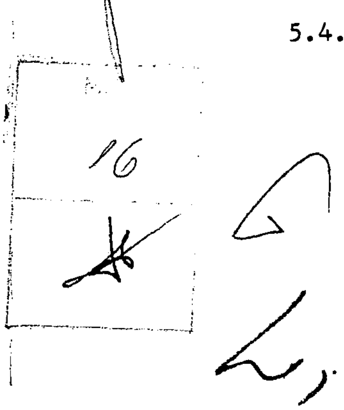
Con el fin de evitar demoras en la producción o entrega o de poder cumplimentar las modificaciones exigidas por las Autoridades de Aeronavegabilidad, el Cliente no deberá denegar al Fabricante sin causa justificada, el derecho a sustituir elementos, accesorios, materiales o diseño por otros equivalentes. Estas modificaciones estarán reguladas por la clausula 10 del contrato.

5.3. INTRODUCCION DE MEJORAS

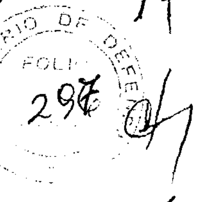
El Cliente no deberá denegar al Fabricante, sin motivo justificado, el derecho a introducir mejoras en el aspecto, funcionamiento, instalaciones u otras características similares del avión.

5.4. INFORMACION TECNICA

Deberá facilitarse información técnica, manuales, datos y dibujos en lengua española o inglesa, de acuerdo con los términos que estipule el Contrato de Venta.







6.0. DIMENSIONES, AREAS Y DATOS GENERALES

6.1. GENERAL

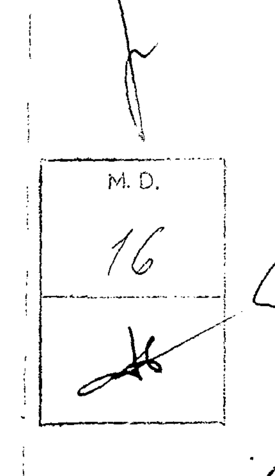
Todas las dimensiones son datos de diseño para un avión estático cuando está cargado al peso máximo de diseño. No deberán ser utilizadas a efectos de inspección.

6.2. DIMENSIONES PRINCIPALES

Envergadura	20,25 m	66 ft 5 in
Largo total	16,15 m	53 ft
Alto total	6,30 m	20 ft 8 in

6.3. ALA

Envergadura	20,25 m		66 ft 5 in
Area	42,44 m²		456,8 sq.ft
Envergadura del plano central	7,00 m		23 ft
Cuerda del plano cent.	2,50 m		8 ft 2 in
Cuerda en STA 9500	1,50 m		4 ft 11 in
Cuerda media aerodiná.	2,21 m		7 ft 3 in
Alargamiento		9,16	
Diedro		0º	
Torsión		0º	
Incidencia del ala		2º30'	
Mov.máximo del flap		40º	
Area de los alerones	1,22 m²		13,10 sq.ft
Mov.de alerones		20º	
Perfil aerodinámico		NACA 653218	





FOLIO 298

6.4. FUSELAGE

Longitud	16,15 m	53 ft
Anchura	2,30 m	7 ft 6,5 in
Altura	2,30 m	7 ft 6,6 in
Dimensiones Internas:		
Longitud cabina princ.	6,55 m	20 ft 6 in
Anchura cabina princ. a nivel del suelo (entre cuadernas princ.)	1,75 m	5 ft 9 in
Anchura cabina princ a nivel del suelo (otras posiciones)	1,90 m	6 ft 3 in
Altura cabina princ. (entre cuader.princ.)	1,70 m	5 ft 7 in
Altura cabina princ. (otras posiciones)	1,80 m	5 ft 11 in
Superficie del suelo cabina principal	10,50 m^2	113 sq. ft.
Anchura libre en portalón de carga	1,70 m	5 ft 7 in
Puertas:		
Puerta de pasajeros	700 mm x 1580 mm	27,6 in x 62,2 in
Puerta de tripulantes	580 mm x 1105 mm	22,8 in x 43,5 in
Puerta emerg.Tipo III	555 mm x 940 mm	21,85 in x 37 in
Puerta emerg.Tipo II (*)	580 mm x 1117 mm	22,83 in x 44 in

M.O. 16

6.5. ESTABILIZADORES

Estabilizador Horizontal:		
Envergadura	8,41 m	27 ft 7 in
Area	12,57 m^2	135,3 sq.ft.

(*) Opcional: Es obligatoria en versiones civiles para más de 19 pasajeros (Ver Apéndice II).



FOLIO 298

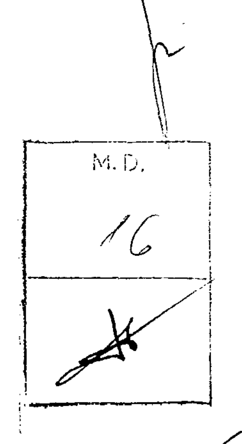
Cuerda en eje de ref.	1,93 m	6 ft 4 in
Cuerda en el extremo	1,04 m	3 ft 5 in
Alargamiento	5,6	
Diedro	0º	
Perfil Aerodinámico	NACA 0012	
Superf.mando altura	2,18 m^2	23,5 sq.ft.
Deflexión mando altura	20º(abajo) 30º(arriba)	

<u>Estabilizador Vertical</u>:

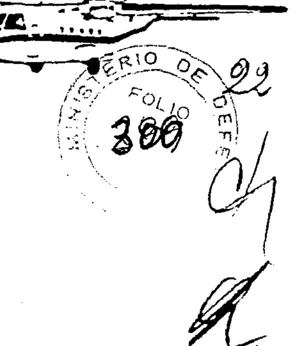
Area	6,27 m^2	67,5 sq.ft.
Altura	3,30 m	10 ft 10 in
Cuerda en eje de ref.	2,55 m	8 ft 4 in
Cuerda en el extremo	1,15 m	3 ft 9 in
Alargamiento	1,74	
Estrechamiento	0,451	
Perfil Aerodinámico	NACA 0012	
Superficie mando direc.	2,05 m^2	22.07 sq.ft.
Deflexión mando direc.	±27º 30'	

6.6. TREN DE ATERRIZAJE

Neumáticos tren princ.	Goodyear 11.00-12/10 P.R.	
Diámetro	802,6 mm	31,6 in
Presión de inflado	4,08 kg/cm^2	58 psi
Neumático tren del.	Goodyear 24x7.7/8 P.R.	
Diámetro	594,4 mm	23,4 in
Presión de inflado	4,08 kg/cm^2	58 psi
Vía	3,10 m	10 ft 2 in
Batalla	5,45 m	18 ft







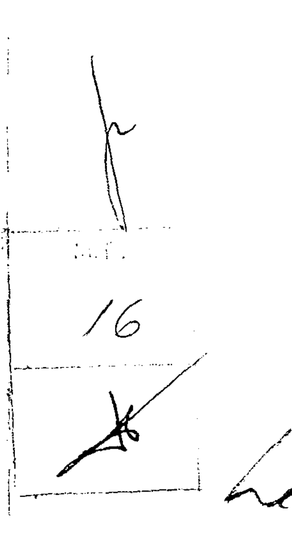
6.7. GRUPO MOTOPROPULSOR

Motor:

Fabricante	Garrett Turbine Engine Co.	
Tipo	TPE-331-10R-513C	

Hélice:

Fabricante	Dowty Rotol	
Número de palas	4	
Diámetro	2,79 m.	110 in
Guarda al suelo estático	1,437 m.	56,57 in
Guarda al Fuselaje	201 mm	8,27 in





CONSTRUCCIONES AERONAUTICAS S.A.

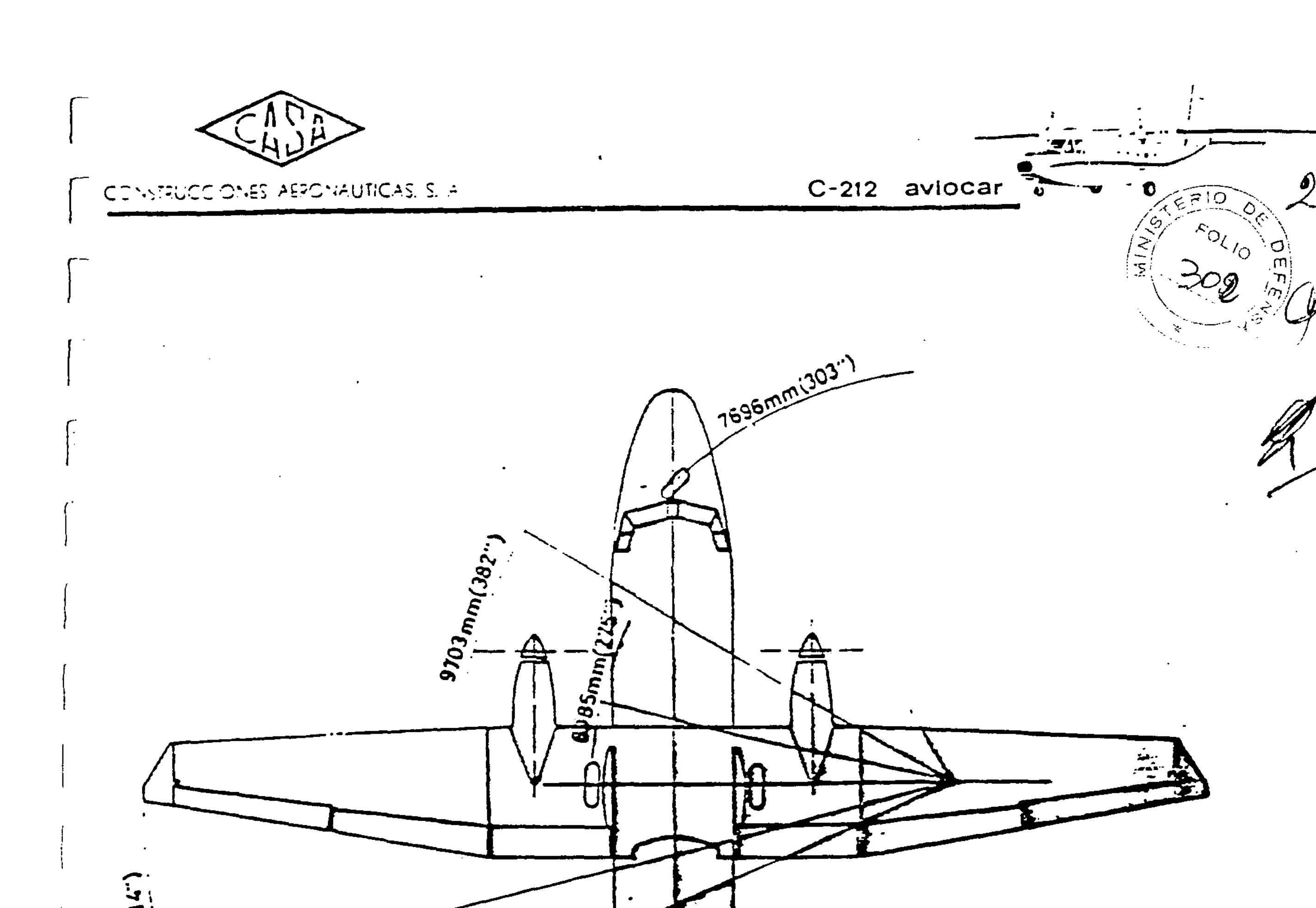
CASA

C-212 aviocar

M.D. 16

Figura 6.1 PLANO GENERAL

PROGRAMA VISA C-212



DISTANCIAS AL SUELO

HELICE	1285 mm (50,6")
FUSELAJE	500 mm (19,7")
STA 9500	2800 mm (110,2")
BORDE	150 mm (124")
ESTABILIZADOR VERTICAL	6310 mm (248,4")

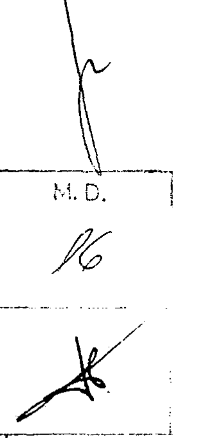


FIGURA 6.2   RADIOS DE GIRO Y DISTANCIA AL SUELO

DISTANCIA A LA LINEA DE REFERENCIA

CUADERNA	L mm	L in	CUADERNA	L mm	L in	CUADERNA	L mm	L in	CUADERNA	L mm	L in	CUADERNA	L mm	L in
1P	210	8 3	1	4100	161,4	11	7116,6	280,2	21	10575	416,3	31	13995	551
2P			2	4460	175,6	12	7482	204,6	22	10950	431,1	32		
3P	790	31,1	3	4820	189,8	13	7847	308,9	23	11325	445,9	33	14475	567,9
4P	1090	42,9	4	5180	203,9	14	8212	323,3	24	11700	460,6	34	14855	584,8
5P	1550	61	5	5540	218,1	15	8476	333,7	25	12055	474,6	35		
6P	2050	80,7	6	5894,3	232	16	8836	347,9	26	12410	488,6	36	15269,6	601,2
7P	2550	100,4	7	6146	242	17	9100	358,3	27	12765	502,5			
8P	2925	115,1	8	6400	252	18	9450	372	28	13114	516,3			
9P	3300	129,9	9	6650	261,8	19	9825	386,8	29	13418	528,3			
10P	3700	145,7	10	6885	271,1	20	10200	401,6	30	13718	540,1			

Línea de Referencia

1P 3P 4P 5P 6P 7P 8P 9P 10P 1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 11 12 13 14 15 16 17 18 19 20 21 22 23 24 25 26 27 28 29 30 31 33 34 36

FIGURA 6.3 ESTACIONES DE FUSELAJE

7.0. INFORMACION DE DISEÑO

7.1. GENERAL

Todos los datos especificados a continuación son cifras medias correspondientes a los aviones de serie.

7.2. PESOS DE DISEÑO

Las cifras de pesos y centro de gravedad reseñadas a continuación no forman parte de esta especificación para propósitos contractuales y son cifras medias estimadas para aviones de serie.

Cualquier garantía específica en lo referente a pesos serán negociadas separadamente con el cliente.

Peso máximo en rampa	7750 Kg.
Peso máximo de despegue certificado	7700 Kg.
Peso máximo de aterrizaje certificado	7450 Kg.
Peso máximo sin combustible	7100 Kg.
Capacidad máxima de combustible	1556 Kg.
Peso vacio de fabricación ± 2%	4290 Kg.

Para operaciones militares, el peso de despegue máximo, homologado C.A.S.A. es de 8000 kg.

7.3. LIMITES DEL CENTRO DE GRAVEDAD

Posición más adelantada del C.G.:

Para M.O.E.W.	15% MAC
Para M.T.O.W.	16% MAC

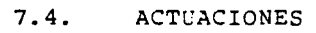
Posición más retrasada del C.G.:

Para todos los pesos	30% MAC

M. D. 16



7.4. ACTUACIONES



Los valores dados a continuación son los teóricos correspondientes al avión básico.

7.4.1. Distancias de Despegue

Condiciones I.S.A. nivel del mar, al Peso Máximo certificado al despegue (7700 Kg., 16978 lb.), ambos motores operativos:

- Distancia hasta rotación (sin factorizar) ...... 1329 pies
- Distancia de despegue a 35 ft (sin factorizar).. 2000 pies

7.4.2. Actuaciones de Subida

Condiciones I.S.A., al Peso Máximo al Despegue certificado (7700 kg., 16978 lb.).

- Tiempo en alcanzar 10000 pies .... 7 min.
- Velocidad ascensional a nivel del mar .... 1670 ft/min.
- Techo de Servicio .... 28000 ft.

7.4.3. Velocidades de Crucero

Condiciones I.S.A. a 10000 ft de altitud-presión en atmósfera standard al peso máximo certificado de 7700 kg. (16978 lb.)

- Velocidad Máxima de Crucero .... 198 KTAS
- Velocidad Normal de Crucero .... 193 KTAS
- Velocidad de Máximo Alcance .... 169 KTAS

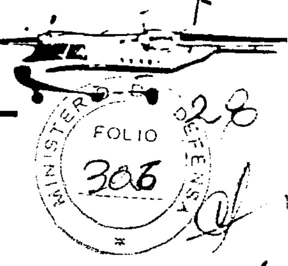
7.4.4. Distancias de aterrizaje

Condiciones I.S.A. al nivel del mar, sin reversa, al Peso Máximo certificado de Aterrizaje (7450 Kg., 16427 lb.):

- Distancia de aterrizaje desde 50 ft (sin factorizar) .... 1820 ft.
- Distancia desde rotación .... 837 ft.

M. D.
16





7.4.5. Alcances

Los alcances para condiciones I.S.A. a 10000 ft de altitud de crucero en condiciones de largo alcance, para Peso Máximo certificado al Despegue de 7700 Kg. (16978 lb.) y con reserva de combustible de 45 min. de espera a 5000 ft son:

- Máxima Carga de Pago .... 250 M.N.
- Máximo combustible .... 848 M.N.

7.5. VELOCIDADES DE DISEÑO

Las velocidades usadas en los casos de diseño con los flaps replegados son las siguientes:

Velocidad máxima de crucero V_C = 375 Km/h. (202 Kts) EAS

Velocidad de diseño en picado V_D = 470 Km/h. (254 Kts) EAS

La velocidad máxima a la cual los flaps pueden ser operados en despegue será de 204 Km/h. (115 Kts) EAS.

la velocidad máxima de aproximación con flaps a 10º será de -- 241 Km/h. (130 kts) EAS.

El criterio de diseño para ráfagas estará establecido de acuerdo con FAR 25.

7.6. FACTORES DE CARGA

Los factores de carga límites en vuelo de maniobras son los siguientes:

- Flaps replegados

  Positivo : 3.00

  Negativo : -1.20

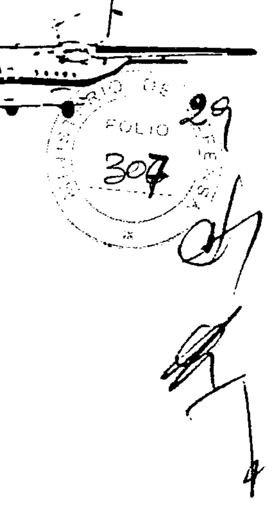
- Flaps extendidos

  Positivo : 2.0

  Negativo : 0.0

M.D. 16

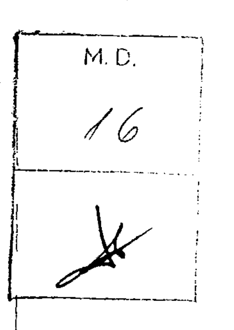




7.7. RESISTENCIA DE LOS PISOS

Las cifras que siguen no deben ser superadas al depositar cargas sobre los pisos del avión. (Ver figura 7.2).

ZONA	SITUADA ENTRE	Cargas máx.admisibles en los pisos de la cabina principal	
		lbs.	kgs.
I	STA 4950 y STA 6030	1665	755
II	STA 6030 y STA 6744.3	1103	500
III	STA 6744.3 y STA 7966.6	1897	860
IV	STA 7966.6 y STA 9062	1687	765
V	STA 9062 y STA 9950	1367	620
A	STA 9950 y STA 11425	882	400
B_1	STA 3400 y STA 4150	1150	520
B_2	STA 4150 y STA 4950	1460	560



Las limitaciones adicionales siguientes deberán ser observadas:

Carga estática máxima en un piso:

440 lb (200 kg)

sin exceder localmente:

28 lb.sq.in (2 kg/cm²)

Carga estática máxima en un círculo de 20 mm. de diámetro.

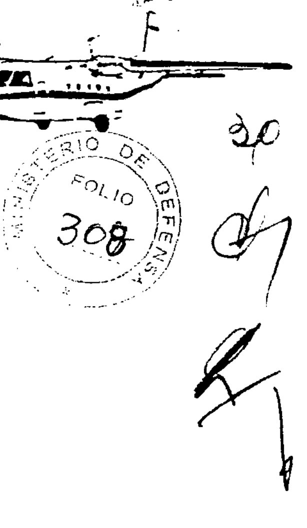
300 lb (135 kg)

Carga estática máxima lineal:

470 lb/ft (700 kg/m)







Para vehículos cargados en el avión.

Carga máxima en una sola rueda:

772 lbs (350 kg)

Con presión de inflado máximo de 35 psi.

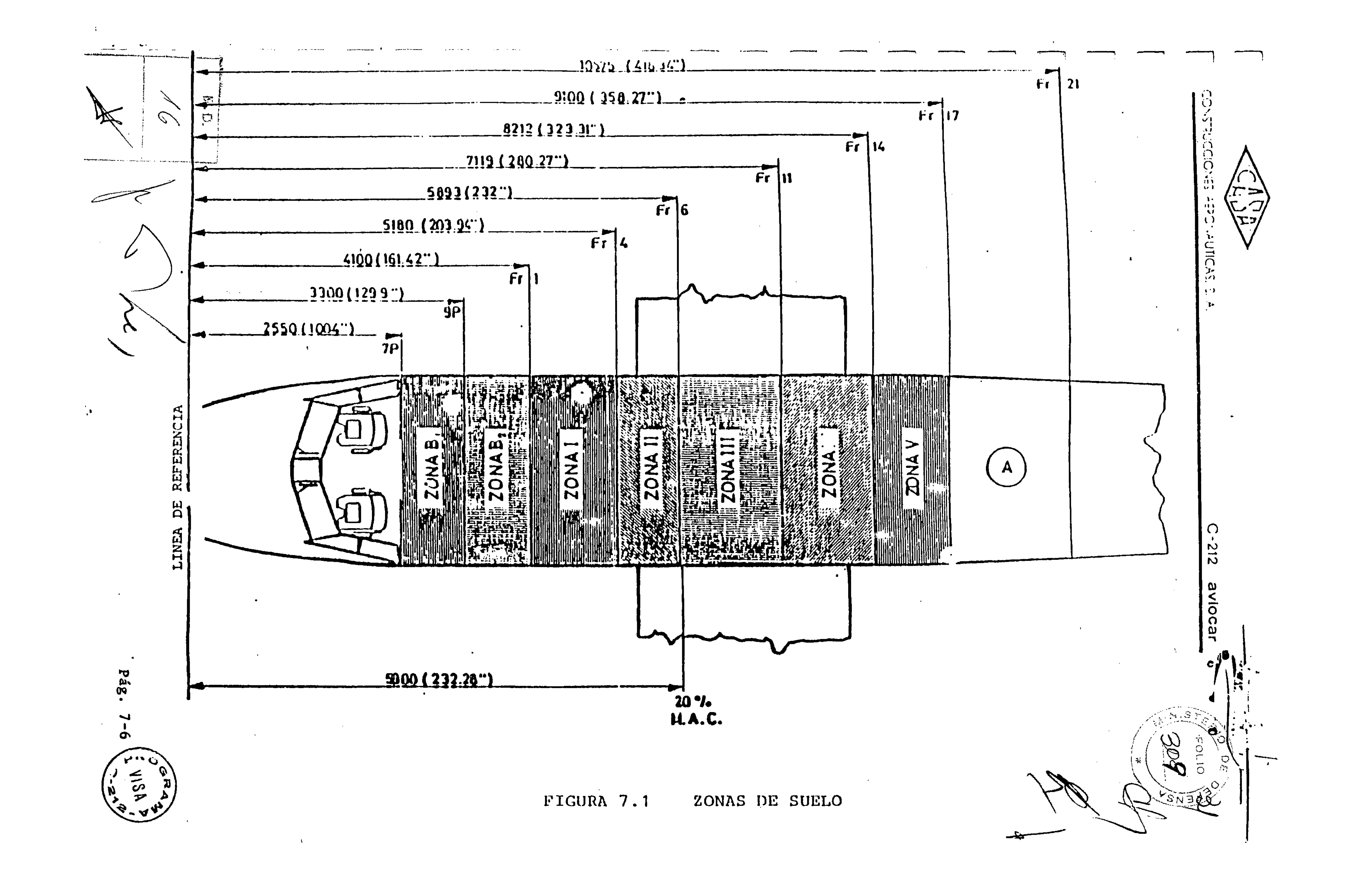


FIGURA 7.1 ZONAS DE SUELO

CONSTRUCCIONES AERONAUTICAS S.A.
CASA
PROGRAMA C-212 VISA
MINISTERIO DE DEFENSA FOLIO 309

8.0. ESTRUCTURA

8.1. GENERAL

8.1.1. Materiales y métodos de fabricación

En general, la estructura será de aleación de aluminio. Se emplearán otros materiales donde sea ventajoso su empleo por razones de resistencia, rigidez, peso o vida en fatiga.

Todos los materiales serán protegidos o tratados para evitar la corrosión. Todos los materiales y procesos de fabricación serán aprobados y de acuerdo con las especificaciones del INTA.

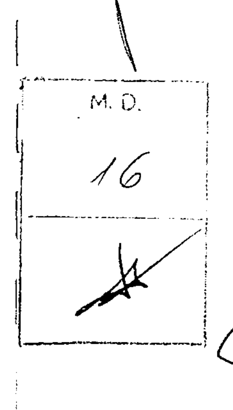
8.1.2. Acceso para inspecciones, mantenimiento y reparación

Se establecerán los medios adecuados para dar acceso a todas las partes del avión que requieran inspecciones regulares, mantenimiento o reparaciones.

8.1.3. Ventilación

Todas las zonas de la estructura estarán ventiladas para minimizar la acumulación de vapor de agua, aire viciado o humos.

8.1.4. Drenaje



Todas las zonas de la estructura en las cuales pudiera formarse acumulación de agua estarán provistas de drenaje.

8.1.5. Montaje sobre gatos

El avión dispondrá de puntos para montaje sobre gatos en las proximidades de la rueda de morro y en los soportes exteriores de los flaps internos.

Adicionalmente se dispone de los puntos citados en el apartado 8.5.1. para cambio de ruedas.



8.1.6. Remolcado

Un eje hueco será dispuesto en la unidad de proa del tren de aterrizaje para la fijación de una barra de remolcado.

8.1.7. Izado

Se dispondrán puntos de izado en el plano medio, alas exteriores, deriva y motores para permitir el izado de esos elementos.

8.1.8. Nivelación

Se dispondrán puntos de nivelación u otros medios especiales para nivelar el avión, así como puntos de referencia para este fin.

8.2. ALA

8.2.1. General

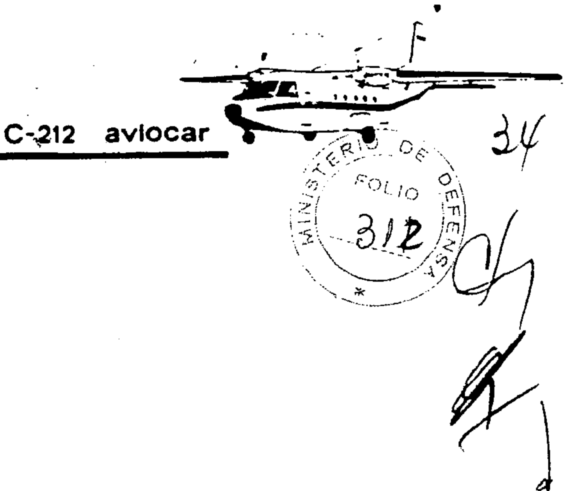
El ala será de construcción enteramente metálica y de tipo cantilever; consistirá en un plano medio de forma rectangular a la que serán unidas sendas alas exteriores de forma en planta trapezoidal y bordes marginales. El plano medio incluirá la bancada de los motores y los flaps interiores. Las alas exteriores llevarán los flaps exteriores y los alerones.



8.2.2. Plano medio

El plano medio estará constituido enteramente con aleación ligera. Dispondrá de tres largueros y dos cajones de torsión a los que se incorporarán los conjuntos de borde de ataque y borde de salida. Los revestimientos llevarán larguerillos y serán remachados a los largueros y a las costillas.





8.2.3. Alas exteriores

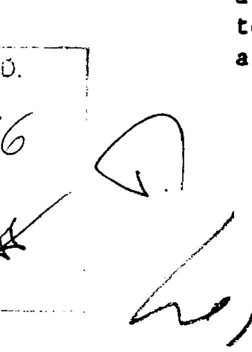
Las alas exteriores serán de construcción enteramente metálica análoga a la del plano central excepto que dispondrán de dos largueros que forman un único cajón de torsión, el cual será usado como depósito de combustible. Las alas exteriores serán fijadas al plano central mediante dos piezas de unión, según la dirección de la cuerda.

8.2.4. Bancadas de los motores y góndolas

La bancada de los motores será una estructura de tubo de acero que sujetará el motor en cuatro puntos a través de amortiguadores y transmitirá a la estructura todas las cargas producidas por el motor y la hélice. La góndola estará construída a base de aleación ligera excepto en determinadas zonas donde se empleará acero de alta resistencia al calor y a la corrosión. Se dispondrán paneles desmontables para permitir acceso al motor con vistas a su mantenimiento.

8.2.5. Flaps y alerones

El borde de salida del ala llevará dos flaps de doble ranura y un alerón a cada lado. Cada flap será de construcción enteramente metálica y estará constituído por un larguero y costillas paralelas a la cuerda, todo ello cubierto por un revestimiento de aleación ligera. Los alerones serán tambien de construcción enteramente metálica y estarán equilibrados aerodinámicamente. El alerón izquierdo llevará un compensador.





8.3. FUSELAJE

8.3.1. General

La estructura del fuselaje será de construcción enteramente metálica, con larguerillos remachados al revestimiento y cuadernas de chapa tambien remachadas directamente al revestimiento.

El fuselaje anterior, desde STA -850 hasta STA 4950, incluirá la cabina de pilotos y la zona de acceso de pilotos.

El fuselaje central, de forma cilíndrica abarcará desde STA 4950 hasta STA 9950, incluye la cabina de carga principal.

El fuselaje posterior, irá desde STA 9950 hasta STA 16269 e incorporará la puerta trasera de carga.

8.3.2. Parabrisas y ventanas

El parabrisas permitirá un amplio campo de visión para ambos pilotos. Dispondrá de protección contra la formación de hielo y limpiaparabrisas.

Se dispondrá en la cabina de pilotos, ventanas de tipo deslizante para permitir visión directa al exterior.

En el departamento de carga se dispondrán trece ventanas, siete en el lado derecho y seis en el lado izquierdo, colocadas aproximadamente a la altura de los ojos del pasajero.

8.3.3. Puertas para pasajeros y tripulación y salidas de emergencia

La puerta de pilotos estará colocada en el lado izquierdo del fuselaje anterior; será rectangular acabada en su parte superior por una semicircunferencia y tendrá unas dimensiones de 580 mm. de ancho por 1105 mm. de alto.

La puerta de pasajeros estará colocada en el lado izquierdo del fuselaje y en la parte posterior de la cabina de carga; tendrá forma rectangular y unas dimensiones de 700 mm. de ancho por 1580 mm. de alto.



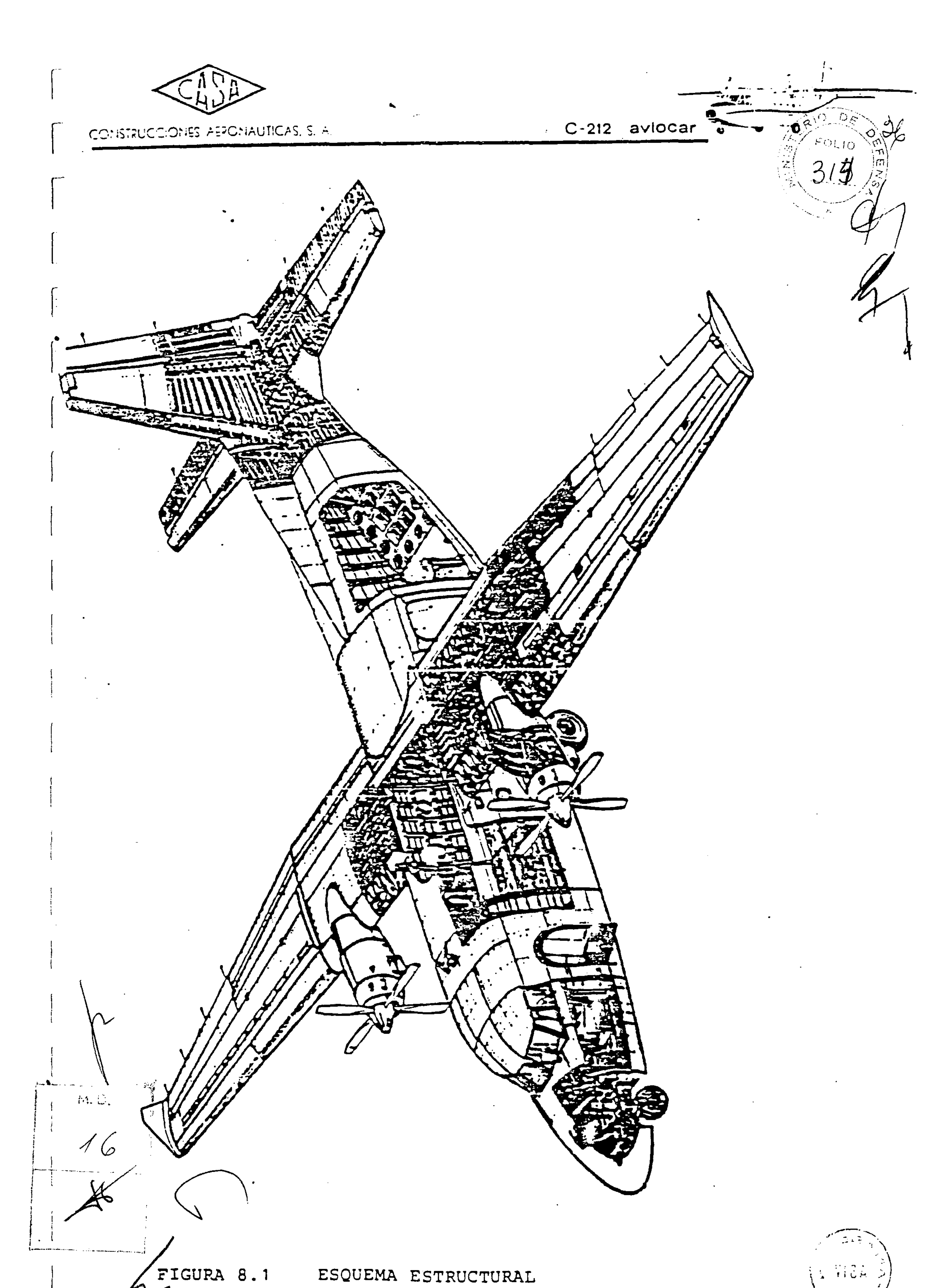


FIGURA 8.1   ESQUEMA ESTRUCTURAL

La salida de emergencia (Tipo III según FAR.25) estará situada en el lado derecho de la cabina, frente a la puerta de pasajeros y será de forma rectangular de 555 mm. (21.85 in) de ancho por 940 mm. (37 in) de alto de acuerdo con los requerimientos del FAR 25.

Habrá además otra salida de emergencia, que será una escotilla superior situada en el techo de la zona de acceso de pilotos.

Una puerta de emergencia adicional de Tipo II según FAR.25 se podrá proveer como opcional, para versiones de más de 19 pasajeros. Estará situada en la parte derecha de la sección delantera del fuselaje (zona de acceso de pilotos) enfrente de la puerta de acceso de pilotos.

8.3.4. Puerta trasera de carga

Una gran puerta trasera de carga de forma rectangular estará situada en el fuselaje posterior. Cuando está totalmente abierta proporciona una apertura de 1715 mm. por 3660 mm.

La gran puerta trasera de carga estará formada por dos partes; la parte superior se abrirá hacia el interior del fuselaje mientras que la parte inferior se abrirá hacia el exterior, convirtiéndose en una rampa para acceso al interior, pudiendo ser fijada en diferentes posiciones para facilitar el manejo de la carga y la apertura en vuelo. La parte inferior estará equipada con ruedas.

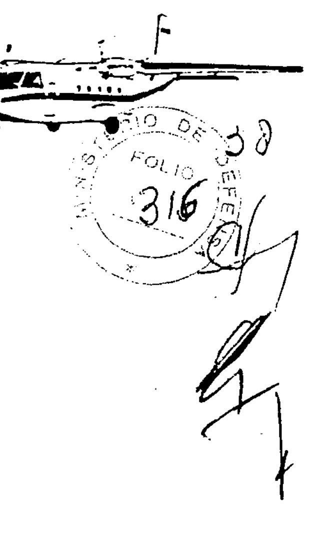
8.3.5. Pisos

Los pisos serán totalmente desmontables y estarán construídos con paneles nido de abeja de aleación ligera, cubiertos por ambas caras con chapa de aleación ligera.

8.3.6. Radome de proa

El radome de proa se desplaza sobre carriles para permitir un fácil acceso a los sistemas situados por delante del panel de instrumentos. Estará contruido básicamente con material compuesto de fibra de vidrio.





8.4. EMPENAJE

8.4.1. General

El empenaje será de construcción enteramente metálica y estará constituído por deriva, timón de dirección, estabilizador horizontal y dos mandos de altura.

8.4.2. Estabilizador horizontal

El plano fijo horizontal estará constituído por dos planos cantilever amarrados al fuselaje con herrajes montados en sus largueros. Cada plano tendrá una estructura formada por dos largueros, borde de salida, costillas situadas en el sentido de la cuerda y revestimientos.

8.4.3. Mando de altura

Los mandos de altura estarán rígidamente unidos entre si y articulados en el larguero posterior del plano fijo horizontal. Irán equilibrados másicamente. Cada mando de altura irá provisto de un "servotab" y de un compensador mandado desde el puesto de pilotaje.

8.4.4. Deriva

La deriva será estructuralmente similar al plano fijo horizontal y se fijará al fuselaje con herrajes montados en sus largueros.



8.4.5. Mando de Dirección

El mando de dirección será estructuralmente similar al mando de altura, estará equilibrado másicamente y equipado con "servotab" y compensador mandado desde la cabina de pilotaje.





8.5. TREN DE ATERRIZAJE

8.5.1. General

El tren de aterrizaje será fijo de tipo triciclo. Comprenderá un tren principal y un tren de morro orientable, ambos con neumáticos de baja presión que permitirán al avión operar desde pistas no pavimentadas.

Se proveerán puntos de suspensión sobre gatos en los amortiguadores principales y en la estructura adyacente a las patas.

8.5.2. Tren principal

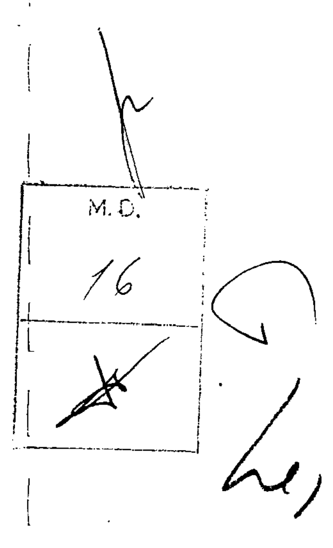
Cada unidad del tren principal constará de un amortiguador telescópico oleoneumático, una rueda equipada de neumático sin cámara 11.00-12/10 PR inflado a 58 p.s.i. y un freno de disco cuyo funcionamiento se describe en 13.4.

8.5.3. Tren de morro

El tren de morro consistirá en una rueda equipada con un neumático sin cámara 24 x 7.7/8 PR inflado a 58 p.s.i., montada en una horquilla situada en una amortiguador telescópico oleoneumático.

Incorporará un sistema de dirección de rueda, operable en un margen de ± 45° por medio de un actuador hidráulico, cuyo funcionamiento se describe en 13.5.

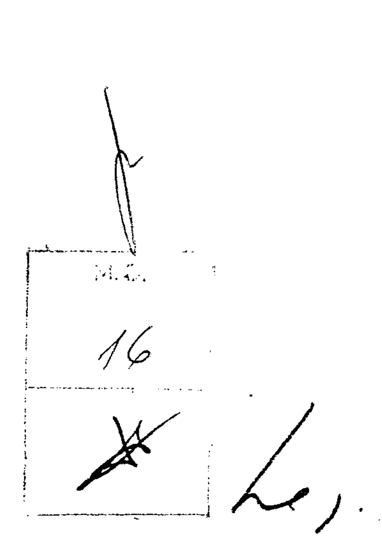
Se dispondrá de un s·stema anti-shimmy.



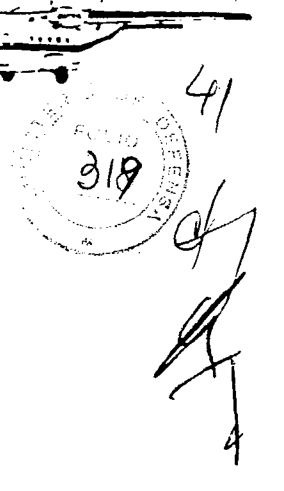


8.5.4. Frenos

Un sistema de frenos de disco operado hidráulicamente será incorporado en las unidades del tren principal y será capaz de frenado diferencial para colaborar con el sistema de dirección. Los frenos serán controlados con los pedales del mando de dirección, para operación normal y con una palanca para aparcamiento y operación de emergencia.







9.0. GRUPO MOTOPROPULSOR

9.1. GENERAL

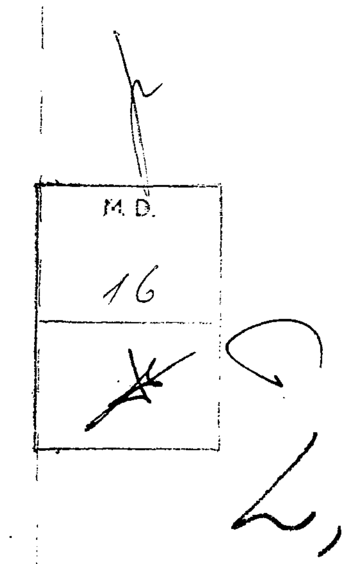
El avión estará equipado con dos motores turbohélices montados en góndolas soportadas por el plano medio.

Cada planta de potencia comprenderá: motor, hélice, bancada del motor y capot, mandos de motor y control, instalación eléctrica, etc.

9.2. MOTOR

El avión irá equipado con dos motores GARRETT TPE331-10R-513C con entrada de aire por la parte anterior inferior del motor, compresor centrífugo de dos escalones, cámara de combustión anular de flujo inverso. La turbina de tres escalones axiales accionará el compresor, reductor y accesorios. La eyección de los gases se hará por una tobera por la parte posterior del motor.

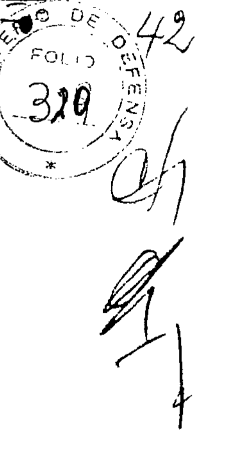
Las performances del motor se ajustan a la Especificación de GARRETT Nº 21-3121-D. Las principales características y limitaciones del motor están indicadas en el "Type Certificate Data Sheet E4WE".



La potencia máxima del motor ya instalado está limitada (flat rated) a 900 SHP a nivel del mar, condiciones estáticas hasta 24°C (75°F).

El motor irá equipado con un sistema APR (Automatic Power Reserve) el cual automáticamente aumentará la potencia del motor en caso de fallo de un motor durante el despegue en este caso la potencia máxima del motor está limitada a 925 SHP a nivel del mar, condiciones estáticas hasta 28°C (82°F).





ACTUACIONES A NIVEL DEL MAR, ISA, PUNTO FIJO

Condiciones de Potencia	ESHP	SHP	Temper. Descarg. Turbina	Régimen Hélice RPM	Empuje Residual lb	Consumo Especif. lb/ESHP-h	Consumo Horario lb/h
Despegue(5 min.)	944	900	565°C	1591	110	0,550	519
Máx. Continua	944	900	565°C	1591	110	0,550	519
APR (5 min.)	944	925	591°C	1591	110	0,550	519

El motor llevará incorporado los siguientes accesorios y sistemas:

- Sistema de combustible del motor.
- Sistema de lubricación.
- Unidad de gobierno de hélice y unidad de control de paso de hélice.
- Sistema limitador de par y temperatura.
- Medición de temperatura EGT y unidad Single Red Line (SRL.
- Unidad de ignición.
- Sensor de par motor y sensor de par negativo.
- Sistema anti-hielo del motor.
- Generador arrancador.
- Opcionalmente, el motor puede ir equipado con un kit de anticontaminación si es requerido (Ver Opcionales Apéndice II).



El motor estará preparado para operar con los combustibles especificados por el fabricante, en el Manual de Instalación.

M.D. 16

VISA

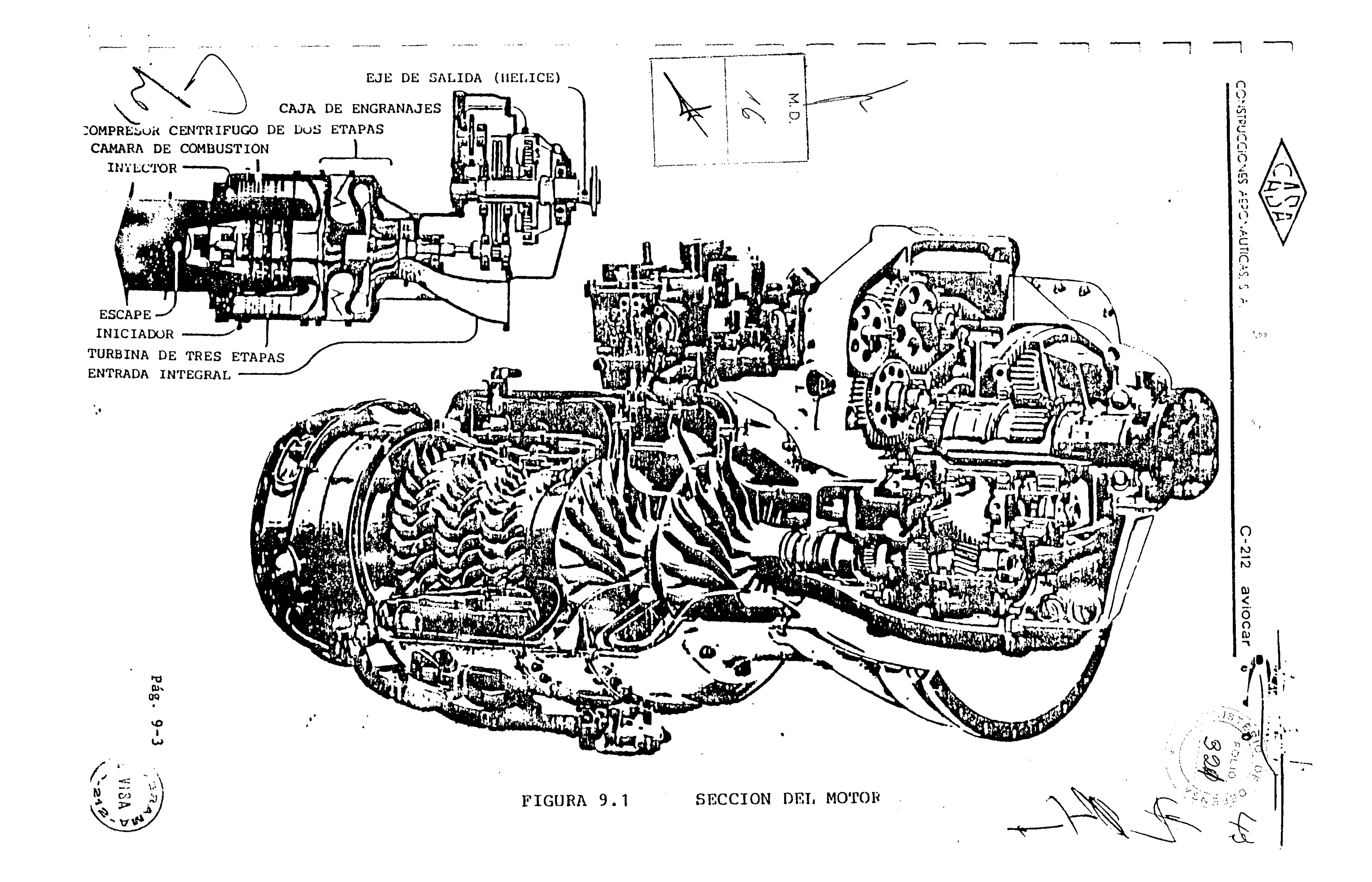
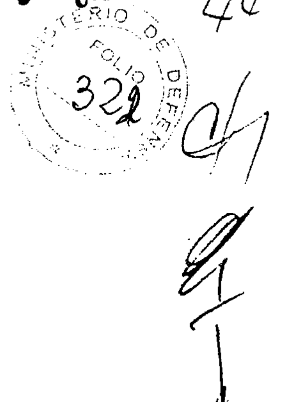


FIGURA 9.1 SECCION DEL MOTOR



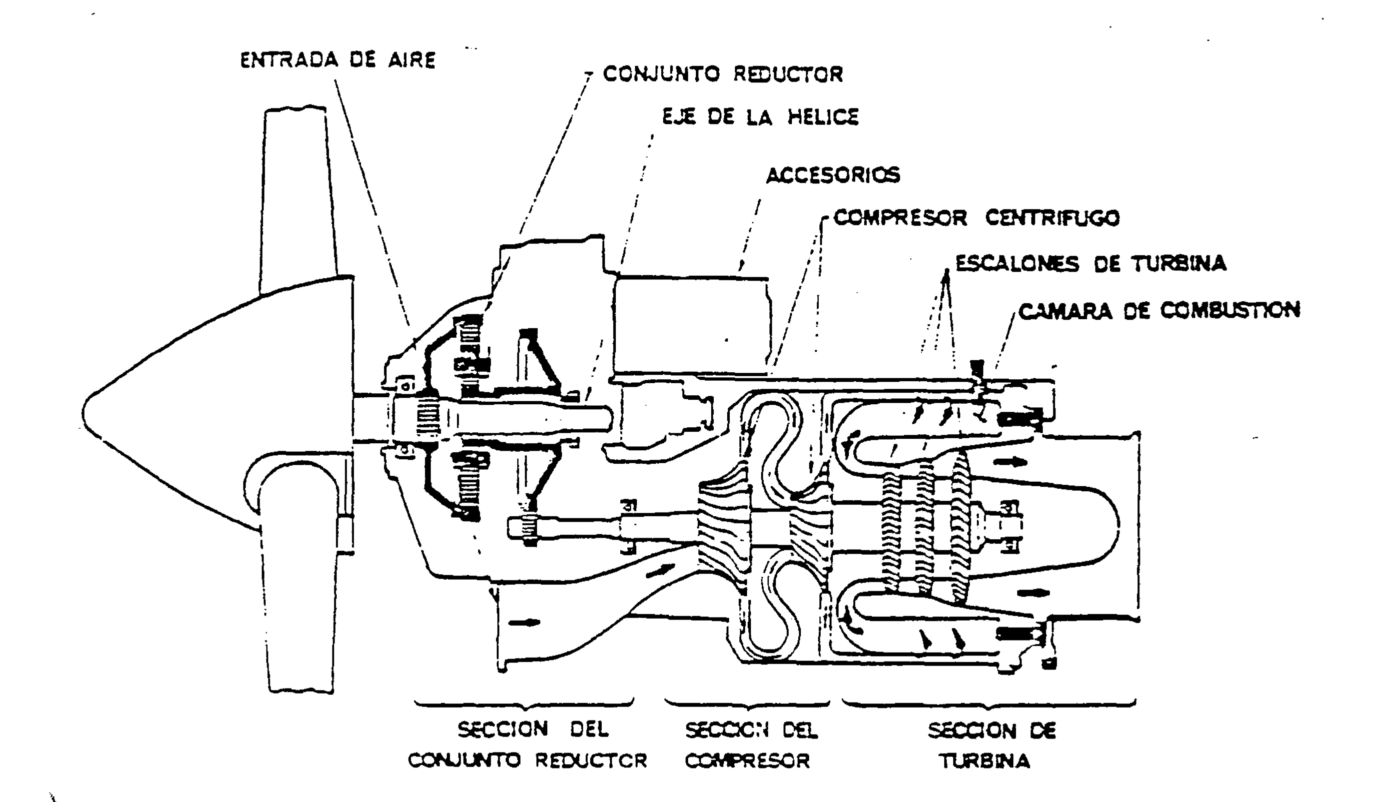


FIGURA 9. 2   ESQUEMA DEL MOTOR



9.3. HELICE

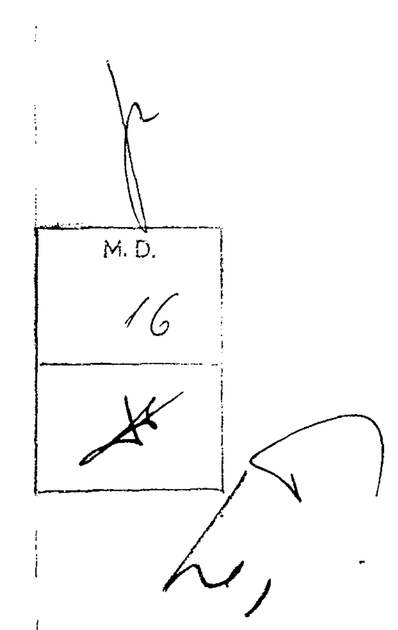
La hélice instalada será la Dowty Rotol (C) R334/4-82-F/13 de 110 in de diámetro. La hélice será de cuatro palas siendo el ángulo de paso de éstas, controlado hidráulicamente y por muelles y contrapesos.

La hélice se puede poner en bandera y se dispondrá de una bomba de salida de bandera. Las hélices irán previstas igualmente de un mecanismo para bloqueo en paso de par mínimo para el arranque.

9.4. MANDOS DE MOTOR Y HELICE

Llevará mandos mecánicos con transmisión por cable o flexibles, desde la cabina de pilotos a las barquillas, para los accionamientos siguientes:

- Mandos de Potencia.
- Mandos de Revoluciones.
- Mandos de puesta en bandera y corte de combustible.



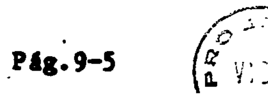
El control del motor y la hélice tiene dos modos de funcionamiento según sea en vuelo o en tierra, siendo éstas el Modo de Gobierno de hélice y el Modo Beta respectivamente.

En el Modo Gobierno de hélice la palanca de potencia debe de encontrarse en el sector de vuelo. La palanca de RPM selecciona las r.p.m. entre el 96 y 100% y el Regulador de hélice selecciona el paso de las palas requerido para absorber la potencia del motor seleccionada con la palanca de potencia.

En el Modo Beta la palanca de potencia se encuentra entre F.I. y Max.Reversa, seleccionando directamente el paso de las palas. La palanca de RPM selecciona las rpm entre 65 y 96% y el Regulador de baja velocidad proporciona la potencia necesaria.

La palanca de potencia estará equipada con gatillos de seguro para pasar al sector tierra.





MINISTERIO DE DEFENSA
FOLIO
329

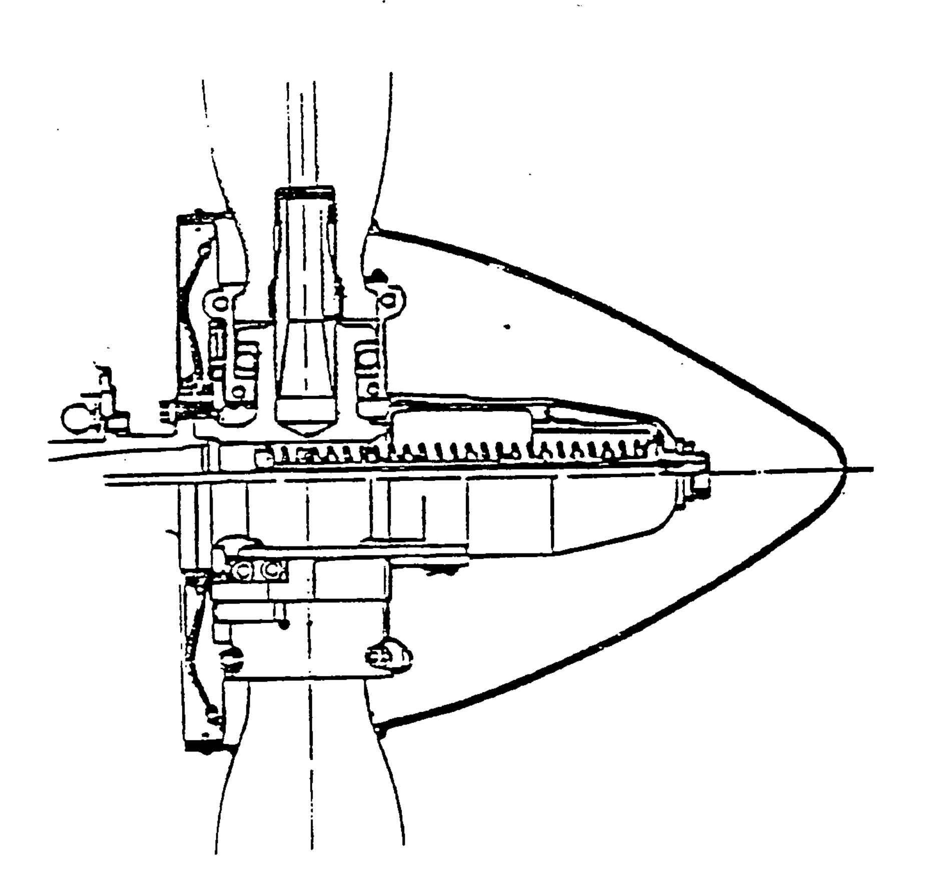


FIGURA 9.3 VISTA EN SECCION DE LA HELICE

M.C.
16

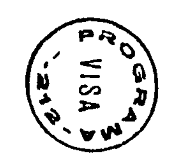


M.D.

PALANCA R.P.M

PALANCA POTENCIA


FIGURA 9.4 SISTEMA DE MANDOS DE POTENCIA Y R.P.M.



PUESTA EN BANDERA

LLAVE MANUAL DE COMBUSTIBLE

LLAVE AUTOMATICA DE COMBUSTIBLE

PALANCAS DE CONTROL

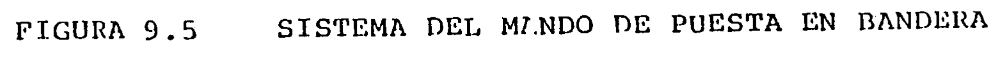
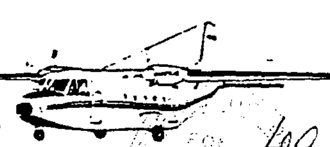


FIGURA 9.5 SISTEMA DEL MANDO DE PUESTA EN BANDERA



MINISTERIO DE DEFENSA
FOLIO 326

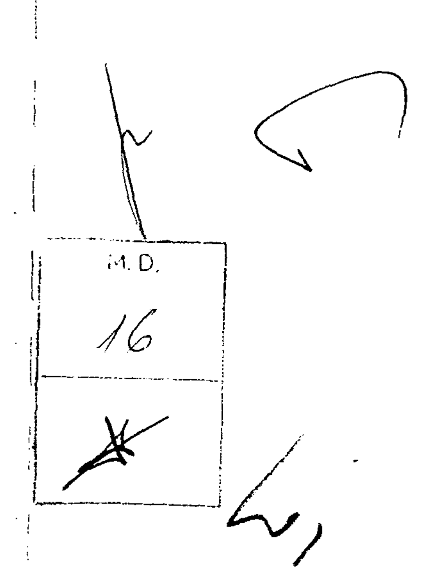


9.5. BANCADA Y CAPOTS

Toda la góndola del motor estará soportada por medio de las bancadas anterior y posterior fabricada con tubos de acero con terminales roscados reglables. El motor estará soportado en cuatro puntos por intermedio de uniones antivibratorias de rigidez adecuada.

Un mamparo cortafuegos de acero inoxidable separará la góndola anterior de la posterior.

Los capots cubrirán toda la góndola del motor. El diseño de los capots será tal que permitirá el acceso rápido a todas las zonas del motor para facilitar el mantenimiento y las inspecciones.



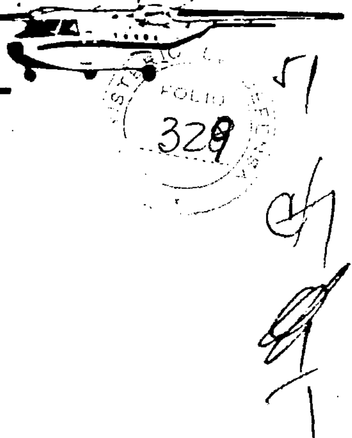


MINISTERIO DE DEFENSA
FOLIO
328

M. D.
16

FIGURA 9.6 CAPOTS DEL MOTOR





10.0. SISTEMA DE ACEITE

10.1. GENERAL

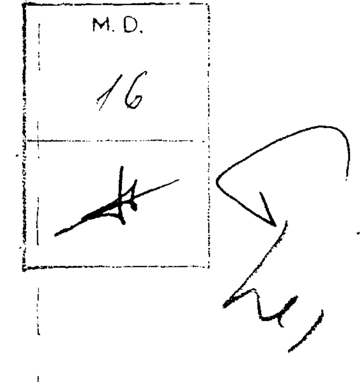
El sistema de aceite será una parte integral del motor. El aceite lubricará todos los cojinetes y engranajes del motor. El sistema proporcionará igualmente presión de aceite para el Regulador de Hélice y al sistema sensor de par motor.

El sistema está compuesto básicamente por un depósito de aceite, una bomba de presión y tres de retorno, un filtro con válvula bypass, válvula limitadora de presión, un cambiador de calor aceite-combustible, una válvula solenoide de entrada de aire para facilitar el arranque, un detector magnético de partículas metálicas, un radiador de aceite, conexiones para los indicadores de presión y temperatura y las canalizaciones necesarias de unión y drenaje.

10.2. DEPOSITO DE ACEITE

El depósito de aceite tendrá una capacidad de 6 litros y estará situado en la parte inferior del motor. El depósito será de acero inoxidable a prueba de fuego. Incorporará una boca de llenado con varilla calibrada, un tapón de drenaje, una salida de ventilación al exterior y otra en conexión con el carter del reductor, una conexión a la bomba de salida de bandera y en su interior estará situado el cambiador de calor aceite-combustible.

10.3. RADIADOR DE ACEITE



El radiador de aceite irá colocado en la parte inferior de la góndola de motor, con entrada y salida de aire independiente.

El radiador mantendrá la temperatura del aceite dentro de los límites adecuados, en todas las condiciones de operación. Además de un drenaje, el radiador incorporará una válvula de control de temperatura.



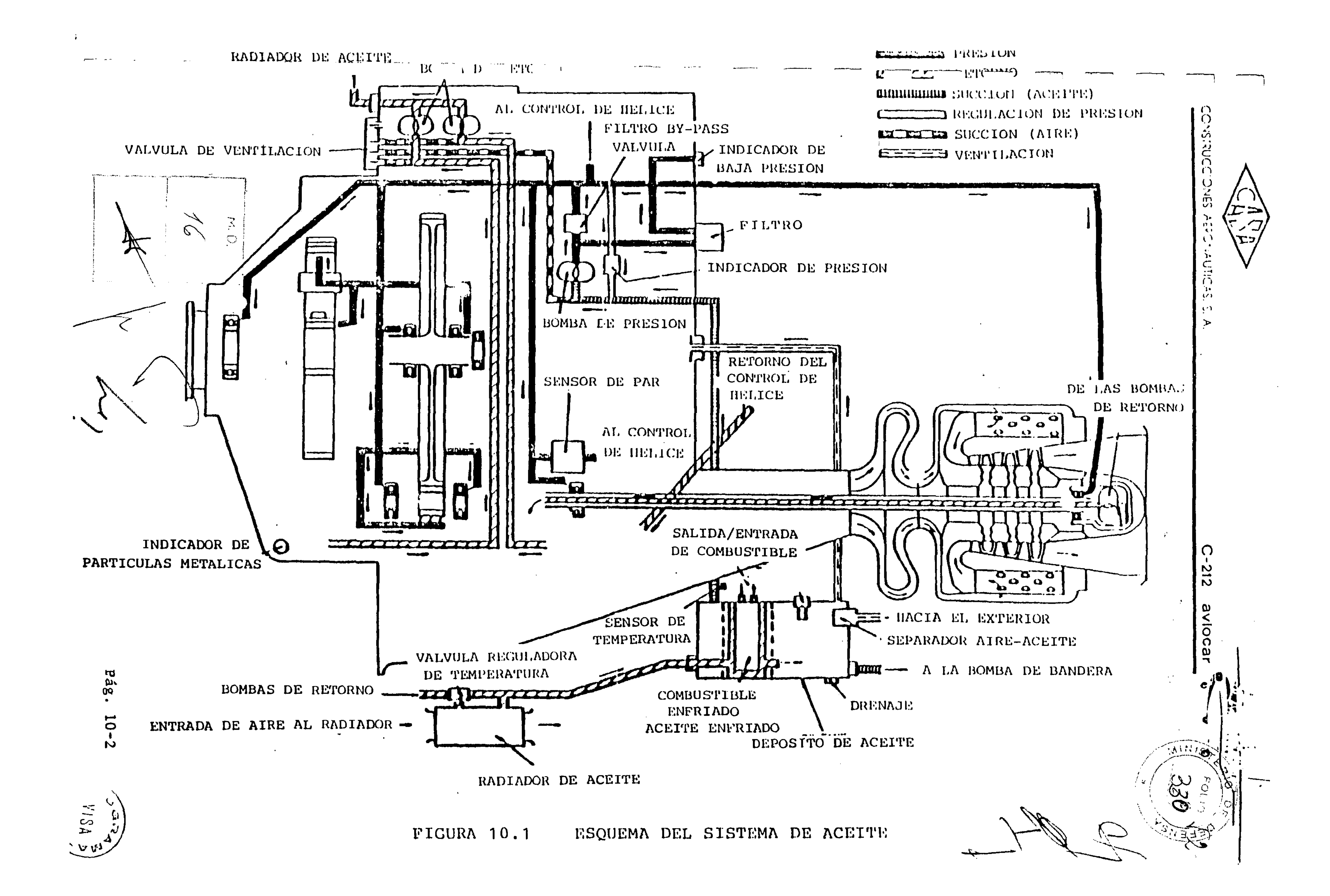
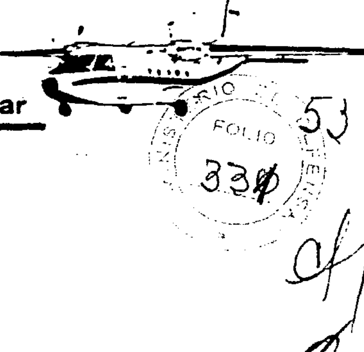


FIGURA 10.1   ESQUEMA DEL SISTEMA DE ACEITE



11.0. SISTEMA DE COMBUSTIBLE

11.1. GENERAL

El Sistema de combustible consistirá en dos sistemas independientes colocados simétricamente en ambas alas del avión y una tubería entre ambos sistemas que permite la alimentación cruzada.

En circunstancias normales cada sistema alimentará su correspondiente motor. En cualquier emergencia ambos motores pueden ser alimentados por un sólo sistema accionando la llave de alimentación cruzada.

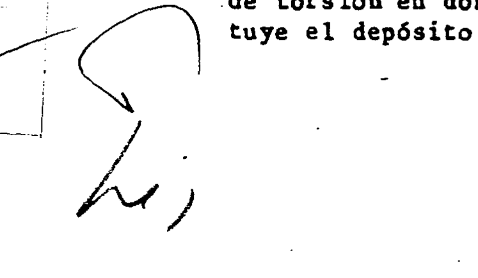
Cada sistema estará equipado con los siguientes subsistemas:

- Depósitos de combustible.
- Llenado y vaciado.
- Alimentación y transvase.
- Indicación de combustible.
- Ventilación y limitación de presión.

11.2. DEPOSITOS DE COMBUSTIBLE

Los depósitos son integrales y están constituídos por el cajón central de torsión de las semialas, convenientemente sellado entre las costillas correspondientes a las estaciones 3500 y 9040.

En la estación 6700 hay un mamparo estanco que divide al cajón de torsión en dos partes, la más próxima al plano medio constituye el depósito principal y la otra el auxiliar.





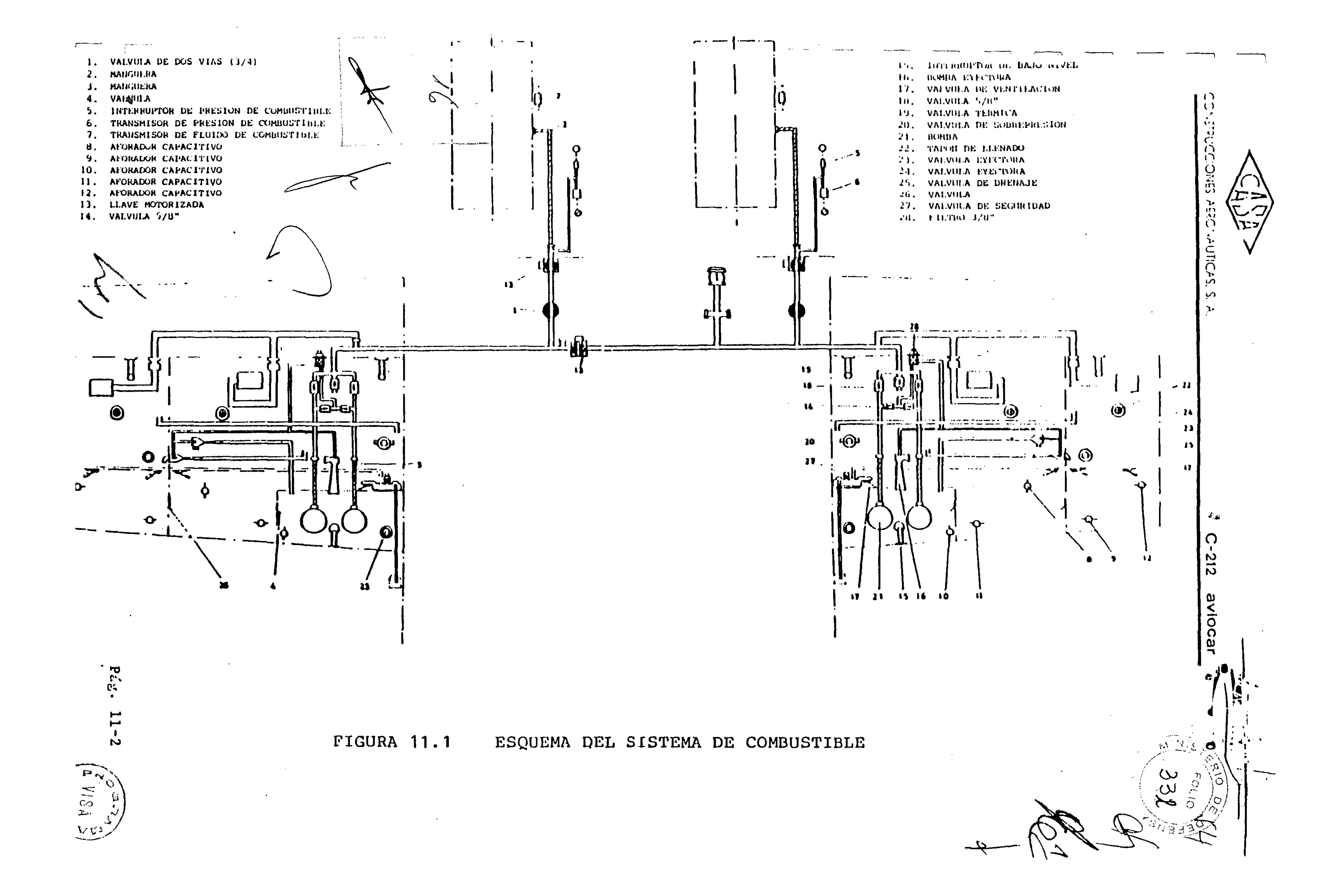


FIGURA 11.1 ESQUEMA DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE

M.D.

TOMA DE CARGA A PRESION

DEPOSITOS EXTERIORES

LLAVE DE ALIMENTACION CRUZADA

VALVULA SOLENOIDE

VALVULA DE CARGA A PRESION

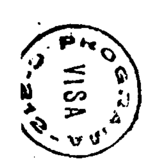
DE LAS BOMBAS

SENSOR DE SOBRECARGA

VALVULA DE NIVEL

DEPOSITO PRINCIPAL

FIGURA 11.2 ESQUEMA DE LLENADO A PRESION DE COMBUSTIBLE



332

Las capacidades de cada uno de ellos, sin contar el espacio para ventilación ni el combustible no drenable, son las siguientes:

Cantidad	Descripción	Capacidad total unitaria (dm^3)	Capacidad útil unitaria (dm^3)
2	Depósito principal	720	700
2	Depósito auxiliar	300	300
T O T A L		2040	2000

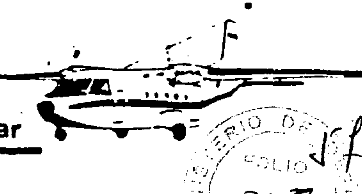
Cada depósito principal tendrá un depósito nodriza el cual será alimentado por medio de bombas eyectoras. En el nodriza irán colocadas dos bombas de combustible, un interruptor de bajo nivel de combustible y una válvula de drenaje.

11.3. LLENADO Y VACIADO

Los depósitos principales podrán ser llenados por gravedad o si es requerido por un sistema de llenado a presión (ver opcionales Apéndice II). El vaciado de los depósitos se realizará por válvulas de drenaje.

11.4. ALIMENTACION Y TRANSVASE

Cada motor dispondrá de un subsistema de alimentación con dos bombas de combustible, formadas por un motor de corriente continua y montadas sobre un registro en el interior del depósito nodriza. La alimentación al motor se realizará a través de una válvula antirretorno, una válvula de cierre de combustible manual y una válvula de cierre de combustible eléctrica.



La transferencia de combustible desde el depósito auxiliar al principal y de éste al nodriza se realizará por bombas de eyección y por válvulas de retención. Un filtro de combustible limpiará el combustible de las válvulas de eyección.

Las bombas de eyección estarán diseñadas para proporcionar más combustible que el usado por el motor, permaneciendo por tanto siempre lleno el depósito principal mientras el auxiliar se vacía.

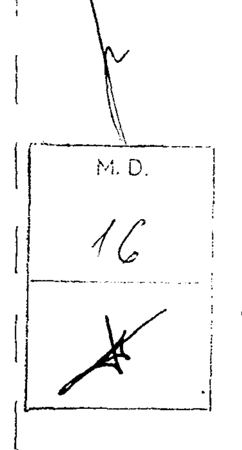
11.5. INDICACION DE COMBUSTIBLE

El sistema de medición de combustible será de tipo capacitivo con cinco aforadores en cada conjunto de depósito; uno en el nodriza, dos en el principal y dos en el auxiliar.

Dentro del depósito nodriza irá un interruptor de bajo nivel de combustible que dará un aviso en la cabina de pilotos cuando quede combustible para 30 minutos de vuelo.

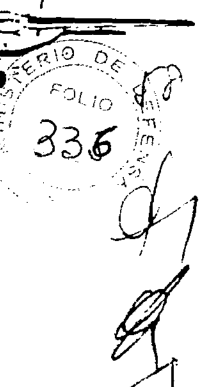
El avión podrá ir dotado de totalizadores de combustible si es requerido por el cliente (Ver Catálogo de Opcionales, Apendice II).

11.6. VENTILACION Y LIMITACION DE PRESION



Los depósitos estarán adecuadamente ventilados por medio del correspondiente subsistema de ventilación, el cual mantendrá una presión adecuada en el interior del depósito para todas las condiciones de operación: llenado, vaciado, subidas, descensos y crucero. El sistema de limitación de sobrepresión mantendrá la presión en el interior del depósito dentro de los límites estructurales.





12.0. MANDOS DE VUELO

12.1. GENERAL

Los mandos de vuelo del avión estarán divididos en mandos principales y mandos secundarios.

Los mandos principales serán los de actuación del timón de profundidad, timón de dirección y alerones.

Los mandos secundarios consistirán en los compensadores de los mandos citados y los flaps.

Cada sistema comprenderá el mando de control, el mecanismo de transmisión y la correspondiente superficie de mando.

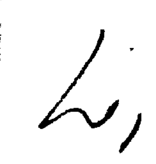
Los mandos de control principales se hallarán situados en la cabina de pilotos en configuración convencional y estarán duplicados e interconectados entre si de forma que podrán operarse desde ambos puestos de pilotaje.

El control de los compensadores se hará mediante volantes situados convencionalmente en el pedestal central.

El control de flaps se hará por medio de una palanca situada en el pedestal central que actuará el correspondiente sistema hidráulico.

12.2. SISTEMA DE MANDO DE PROFUNDIDAD

12.2.1. Timón de Profundidad

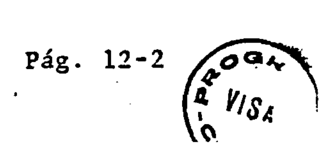


El timón de profundidad se controlará desde cualquiera de las dos palancas de control, articuladas en su extremo inferior e interconectadas entre si. Se transmitirá la actuación mediante barras, sectores y sistema duplicado de cables hasta el tubo de interconexión de ambos timones.



M. D.
16

FIGURA 12.1 ESQUEMA DEL SISTEMA DE MANDOS DE VUELO



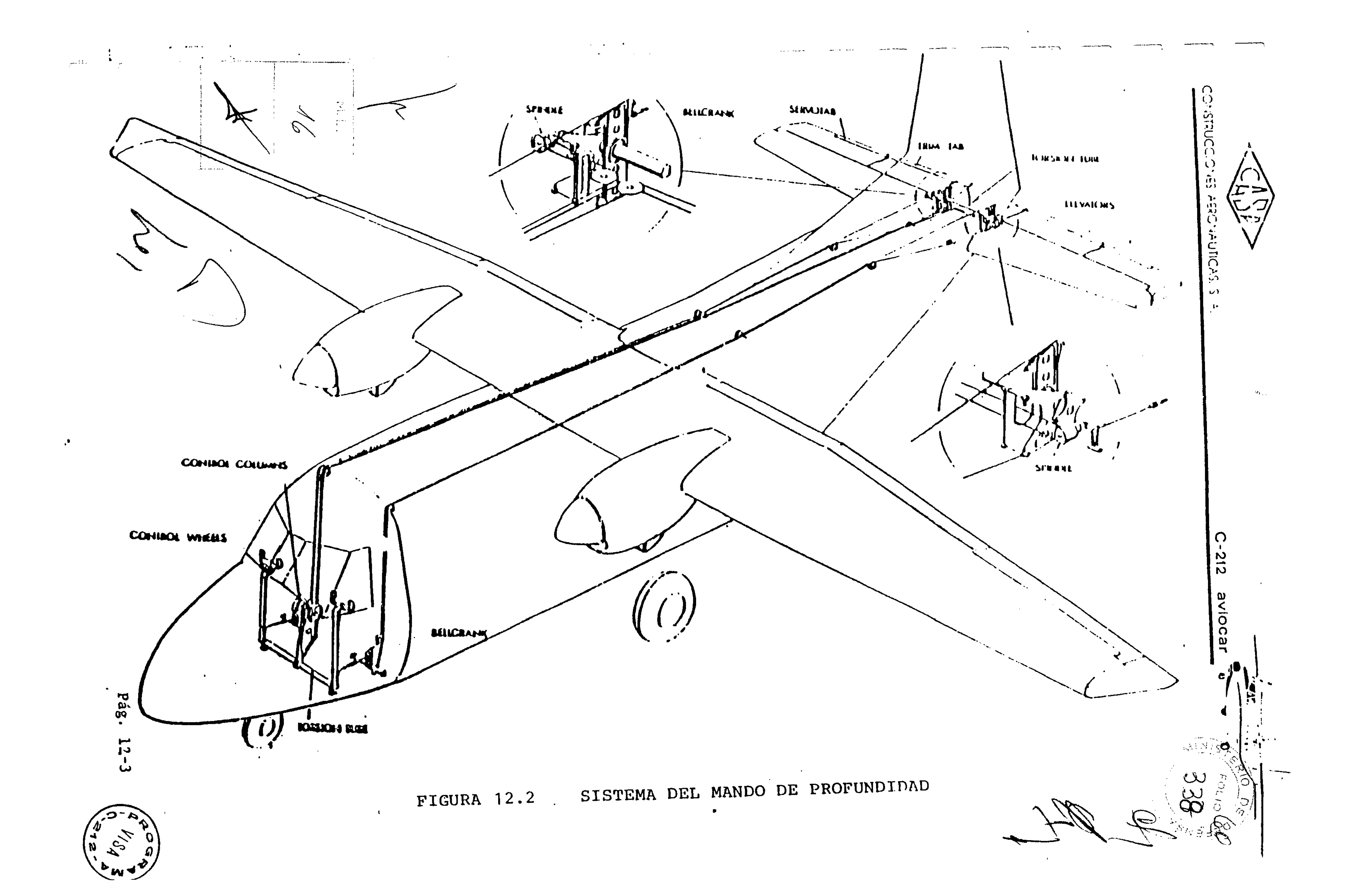


FIGURA 12.2 SISTEMA DEL MANDO DE PROFUNDIDAD

PROGRAMA C-212 VISA
MINISTERIO DE ... FOLIO 338

12.2.2. Compensadores de Profundidad

Cada timón de profundidad estará provisto de dos compensadores articulados al falso larguero.

Los compensadores interiores serán de equilibrado y se operarán por medio de los volantes de compensación en profundidad, situados en ambos lados del pedestal central, en donde se dispondrá de indicación de su posición.

Los dos compensadores exteriores estarán montados en servo para reducir los esfuerzos de los pilotos.

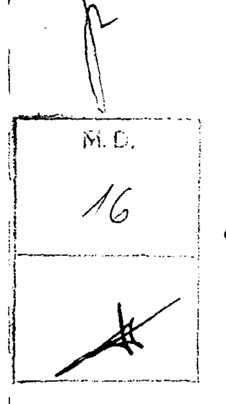
12.3. SISTEMA DEL MANDO DE ALABEO

12.3.1. Alerón

Los alerones se controlarán utilizando los volantes montados sobre un eje engranado, situados al extremo de cada una de las dos palancas de control de profundidad, a través de ejes de torsión, reenvíos interconectados entre si, barras, sectores y sistema duplicado de cables hasta unos sectores interconectados en el plano medio, desde los cuales partirá un sistema de cables hasta el mecanismo de actuación de cada alerón.

12.3.2. Compensador de alabeo

El mando de alabeo dispondrá de un compensador localizado en el alerón izquierdo. Su control se realizará por medio del correspondiente volante situado en la cara frontal del pedestal central, que estará dotado de la correspondiente indicación de posición.





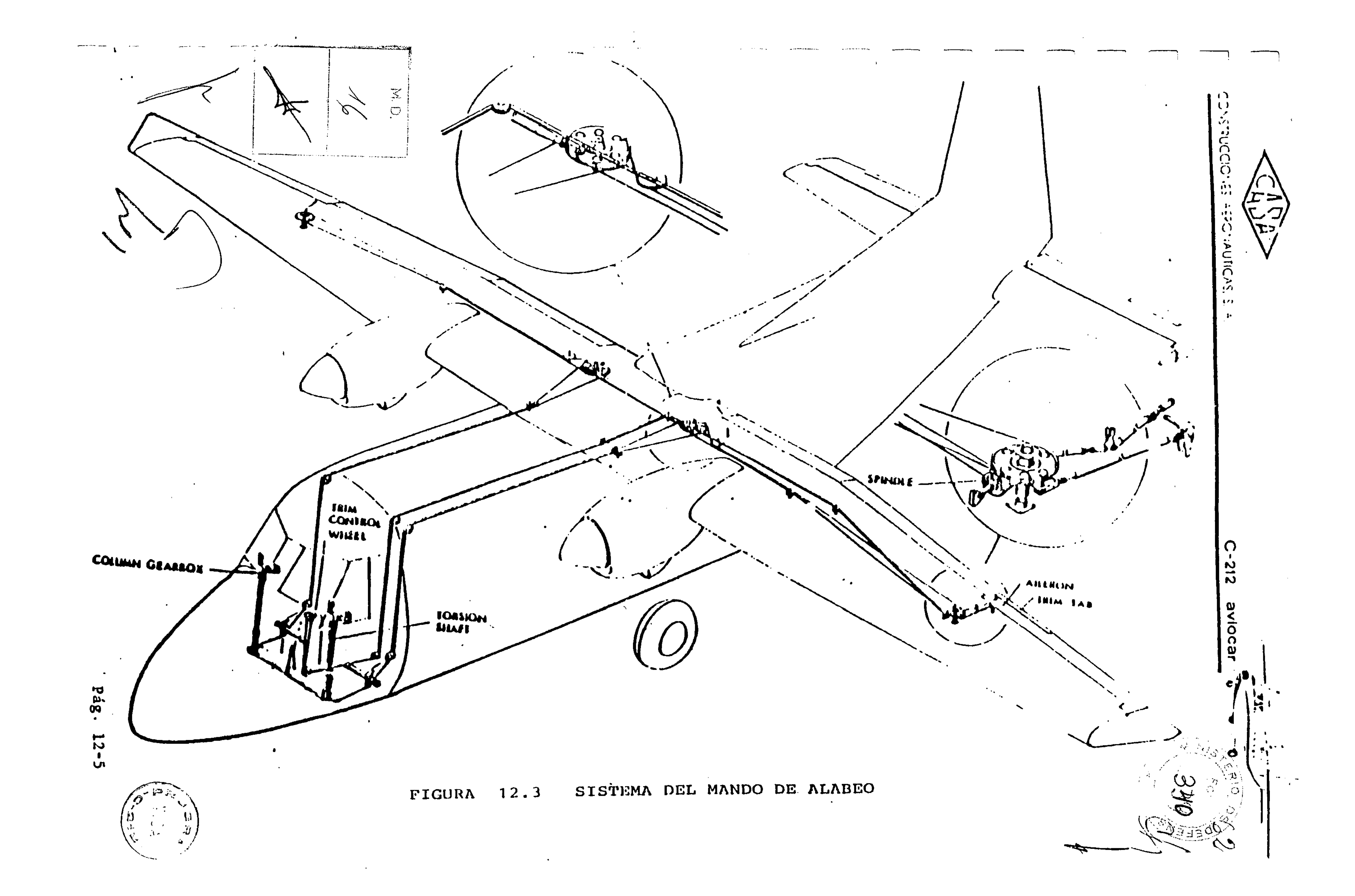


FIGURA 12.3 SISTEMA DEL MANDO DE ALABEO

12.4. SISTEMA DEL MANDO DE DIRECCION

12.4.1. Timón

El timón se controlará desde los puestos de pilotaje por medio de dos pares de pedales. Cada par de pedales estará conectado a unas palancas que a su vez operarán sobre un sector del que partirá un sistema de cables hasta el mecanismo de actuación del timón. Los dos sectores estarán interconectados por una barra que sincronice el movimiento de ambos pares de pedales.

Se dispondrá de un mecanismo de ajuste de posición mediante manivela para cada par de pedales.

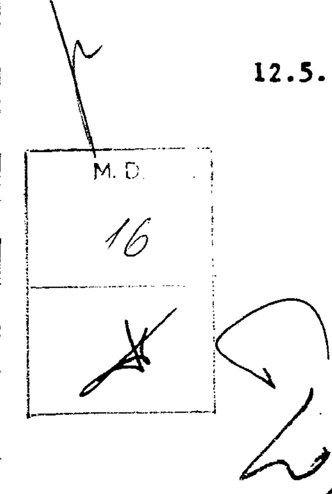
12.4.2. Compensador de Dirección

El timón estará provisto de dos compensadores articulados sobre el falso larguero de aquél.

El compensador inferior será de equilibrado y se controlorá a través de un volante situado en la parte superior del pedestal central, donde se dispondrá de un indicador de posición.

El compensador superior estará montado en servo para reducir los esfuerzos de los pilotos.

12.5. BLOQUEO TRIPLE DE MANDOS



Se dispondrá de un sistema para poder bloquear simultáneamente en su posición centrada a las tres superficies de mando principales, cuando el avión esté en tierra.

La actuación se hará por medio de una palanca situada en el lateral derecho del pedestal central.

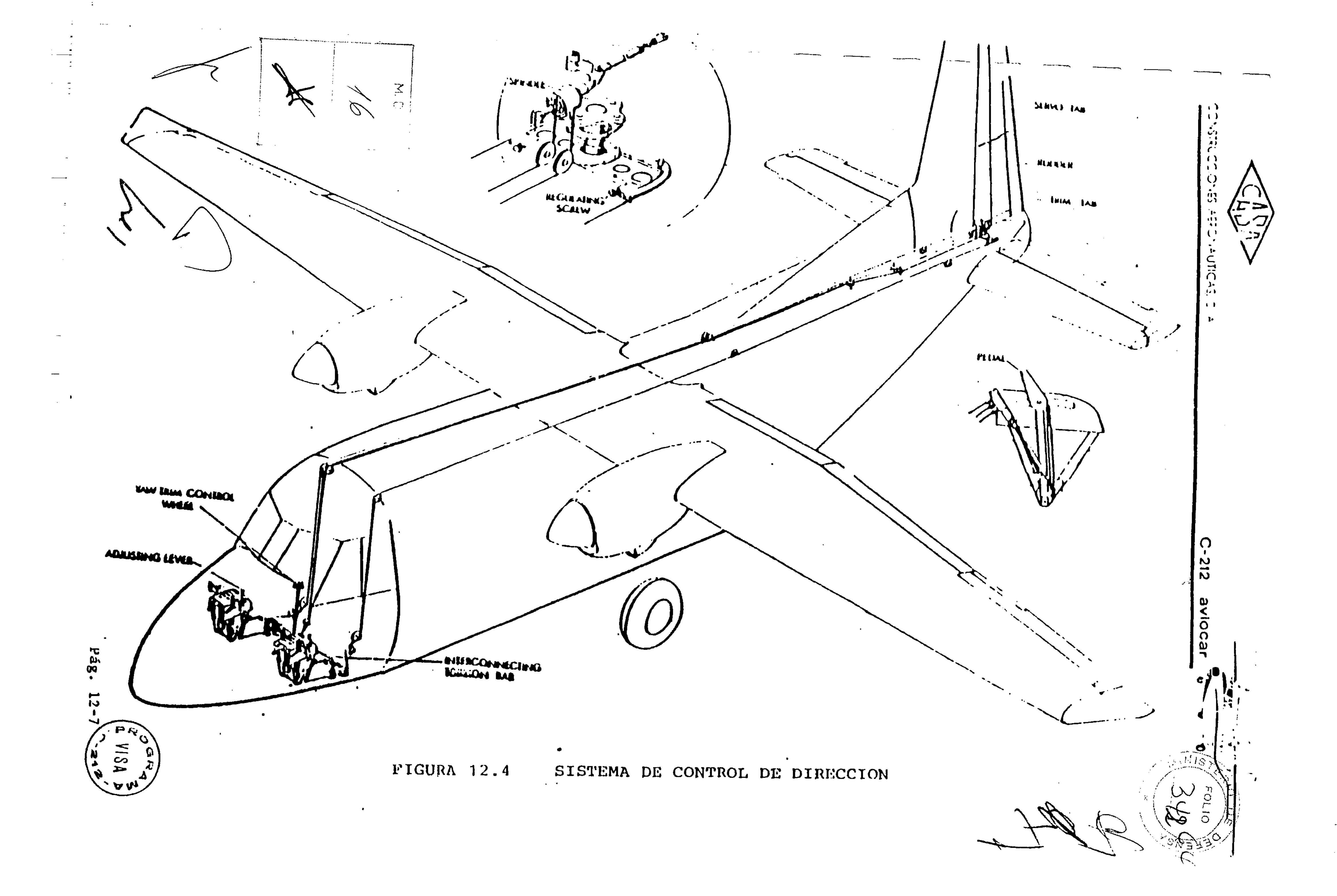


FIGURA 12.4 SISTEMA DE CONTROL DE DIRECCION

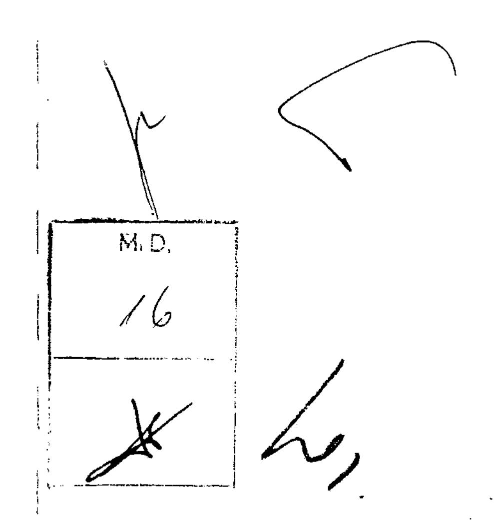
PROGRAMA VISA C-212
FOLIO 342

12.6. SISTEMA DEL MANDO DE FLAPS

Este sistema será operado hidráulicamente y su operacion se describe en la Sección 13.

12.7. CABLES

Los sistemas de mandos de vuelo emplearán cables cincados de acero al carbono, de acuerdo con la especificación LN 9374 (MIL-W-1511 A) y estarán provistos de los adecuados tensores de reglaje y terminales grapados.





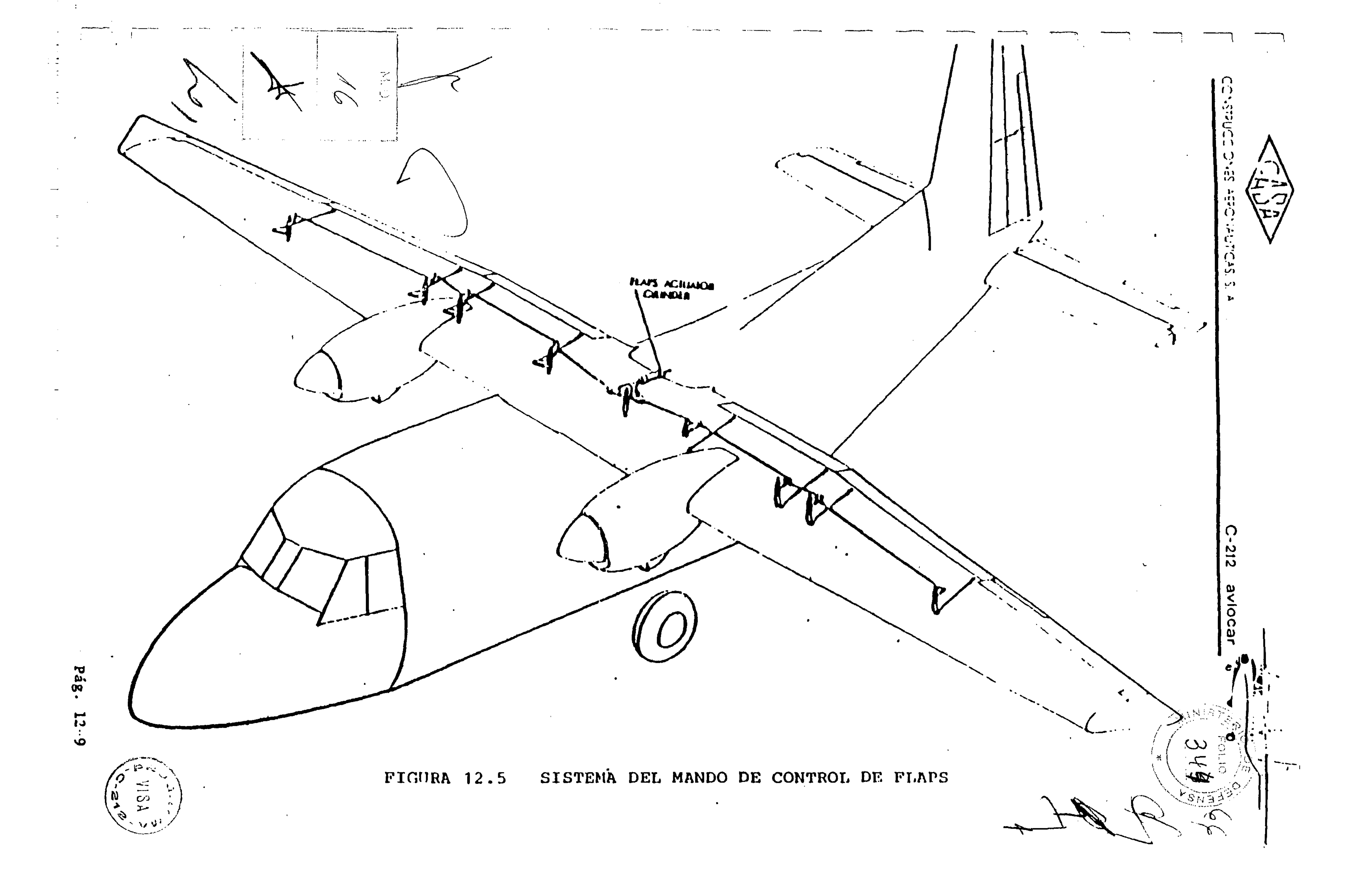


FIGURA 12.5 SISTEMA DEL MANDO DE CONTROL DE FLAPS

345

13. SISTEMA HIDRAULICO

13.1. GENERAL

Se instalará un sistema de tipo I con presión nominal de oper ción de 140 Kg/cm^2 (2000 psi) para el servicio de flaps, fren de ruedas principales, dirección de tren de morro y puertas traseras de carga.

El líquido hidráulico que utilizará la instalación será miner según especificación MIL-H-5606 o equivalente.

Las canalizaciones de presión será de acero inoxidable y las retorno de aleación ligera, ambas con sistema de uniones sin abocardar.

Se instalarán las válvulas de carga y descarga y los manómetr necesarios para el mantenimiento de la instalación, agrupados en un panel de servicio en tierra, localizado en el morro del avión, así como los transmisores e indicadores de presión en cabina adecuados para el control de presión.

13.2. SISTEMA DE POTENCIA

Una bomba hidráulica de desplazamiento variable y movida por motor eléctrico alimentará los servicios requeridos. En caso fallo del grupo motor-bomba una bomba a mano en la cabina de pilotos suministrará la presión requerida.

El depósito hidráulico estará provisto de las tomas y entrada necesarias para asegurar un funcionamiento correcto del sistema. La alimentación de las bombas se hará por gravedad. El depósito llevará incorporado un visor graduado de nivel del líquido hidráulico.

Se dispondrá además de dos filtros de líquido hidráulico que garanticen no sobrepasar una contaminación mínima del sistema, así como de una válvula de seguridad que prevenga de sobrepresiones excesivas.

El sistema de potencia se localizará en el interior de la part delantera de la carena derecha del tren de aterrizaje.



MINISTERIO DE DEFENSA
FOLIO
346

FRENOS EMERGENCIA Y APARCAMIENTO

DIRECCION DE TREN

POTENCIA

FRENOS

COMPUERTAS

FLAP

SIMBOLOS HIDRAULICOS SEGUN ISO 1219

FIGURA 13.1 ESQUEMA DEL SISTEMA HIDRAULICO



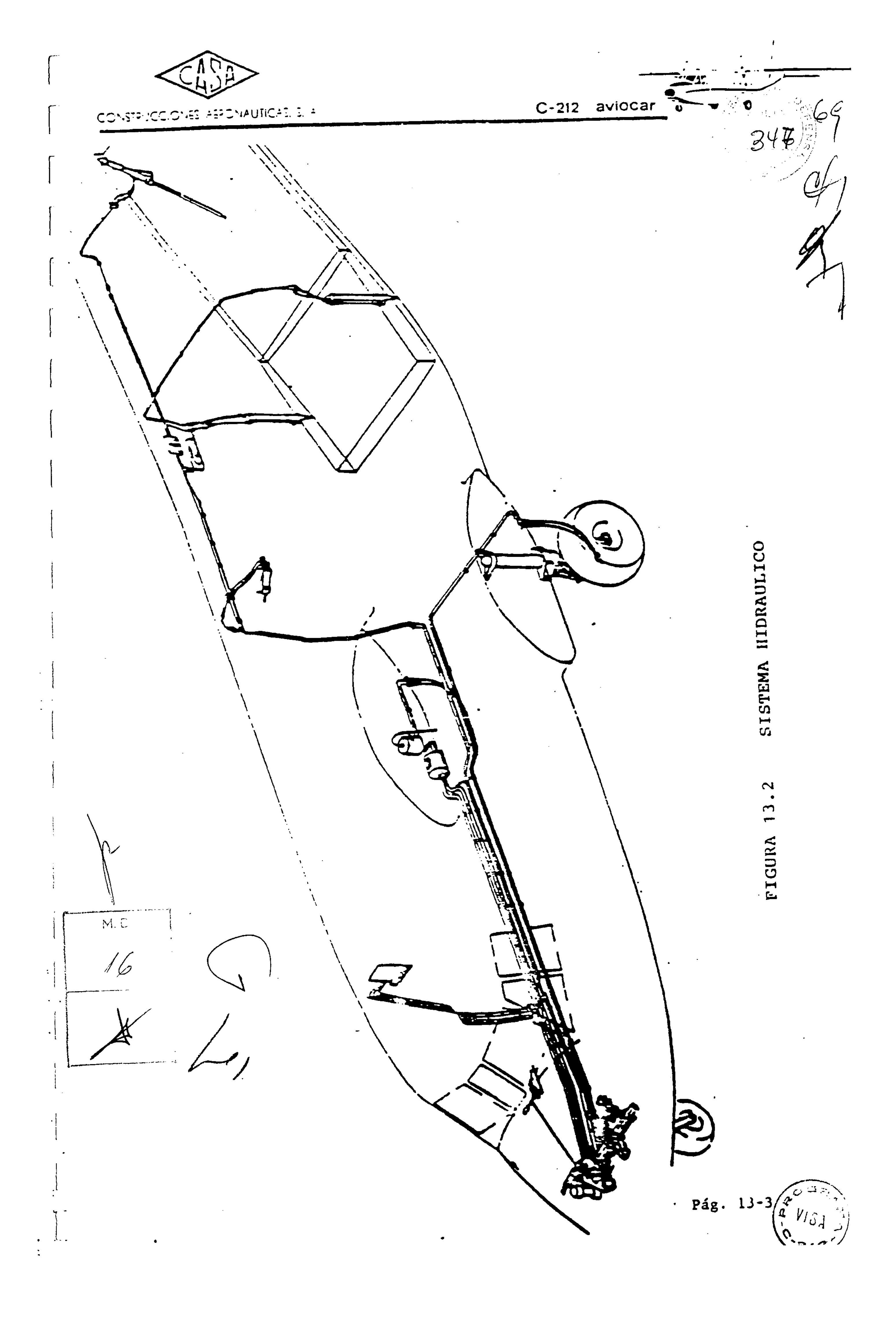
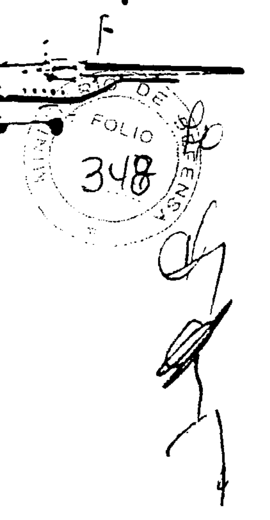


FIGURA 13.2 SISTEMA HIDRAULICO



13.3. SUBSISTEMA DE FLAPS

Se instalará un martinete hidráulico para operar los flaps a través de un sistema mecánico articulado. El martinete hidráulico está controlado por una válvula selectora de 4 vías operada mediante una palanca situada en el pedestal central.

Se dispondrá de una válvula de seguridad térmica para impedir que elevaciones de temperatura produzcan sobrepresiones excesivas.

13.4. SUBSISTEMA DE FRENOS

El control de los frenos se hará mediante los pedales de piloto y copiloto que actuarán mecánicamente sobre las válvulas reguladoras para frenos, suministrando éstas una presión proporcional a la fuerza de actuación en los pedales.

La instalación permitirá el control diferencial de los frenos como sistema alternativo de dirección.

Se dispondrá de un acumulador que permita operar los frenos aunque no esté operativo el sistema de potencia.

En caso de fallo del sistema normal de frenos anteriormente descrito, un sistema de frenado de emergencia regulable e independiente, alimentado por acumulador propio suministrará la misma presión nominal de operación a ambos frenos. Este sistema será operado manualmente desde el pedestal central y servirá también como freno de aparcamiento.

13.5. SUBSISTEMA DE DIRECCION DE TREN

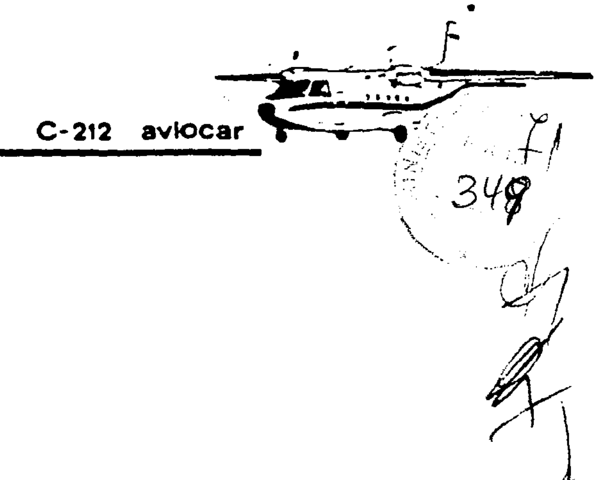
La orientación de la rueda de morro se controlará desde un volante, próximo al asiento del piloto y se efectuará por medio de un servosistema de dirección que posicionará automáticamente a la rueda, mediante un martinete hidráulico de cremallera.

El preselector estará previsto para que, en unión con un acumulador y válvula limitadora de presión, forme un dispositivo que prevenga cualquier tendencia al shimmy.

El subsistema de dirección estará previsto para ser plenamente compatible con la dirección por frenado diferencial.

16





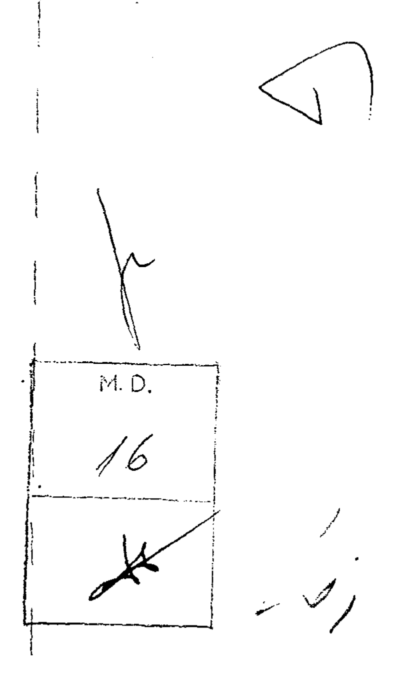
13.6. SUBSISTEMA DE COMPUERTAS DE CARGA

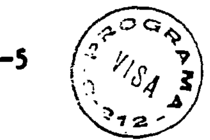
El propósito de este subsistema será el de operar la rampa y el portalón de carga situados en la parte posterior del avión.

La rampa de carga se actuará mediante dos martinetes a cada lado del fuselaje y el portalón de carga se actuará por medio de un martinete unido al centro del mismo.

La operación de los martinetes se controlará desde la cabina de pilotos mediante una palanca de tres posiciones (ABRIR, CERRAR, Y BLOQUEADAS).

La instalación dispondrá de una válvula de seguridad térmica, cuya finalidad ha sido descrita en 13.3. así como de una llave de paso para bloquear el movimiento del portalón, caso de considerarse necesario, localizada en la zona posterior de la cabina de carga.





350

14.0. SISTEMA ELECTRICO

14.1. GENERAL

El sistema eléctrico del avión generará la potencia eléctrica a 28 V. c.c. necesaria para los servicios generales del avión, por medio de dos arrancadores-generadores accionados por los motores. Una fuente suplementaria de 115 V. c.a. y 26 V.c.a., 400 c.p.s. consistente en tres convertidores estáticos (dos para operación normal y uno en reserva), proporcionará la corriente alterna necesaria para algunos circuitos.

El sistema eléctrico será diseñado de forma que no sea posible la pérdida total de la potencia eléctrica producida por un fallo simple en cualquier parte del sistema.

Se tendrá previsto el acceso a todas las partes del sistema eléctrico para inspección, servicio, mantenimiento y reparación.

Para prevenir una posible condición de emergencia, el avión estará equipado con dos baterías de 24 voltios operadas en paralelo.

El avión estará equipado adicionalmente con una pequeña batería auxiliar para asegurar la operación correcta de los inversores c.c./c.a. en cualquier condición, incluyendo el momento de arranque de los motores.

14.2. FUENTES DE POTENCIA

14.2.1. Arrancador-generador

Se montará en cada motor un arrancador-generador de 28 V. c.c. 300 A de capacidad nominal. Estos generadores podrán ser acoplados en paralelo al sistema de distribución de barras y dispondrán de los necesarios sistemas de protección.

En el panel de instrumentos irán montados los voltímetros, amperímetros y luces de aviso asociadas al sistema. Los conmutadores de conexión, así como los interruptores automáticos asociados a cada circuito irán instalados en el tablero superior.

16



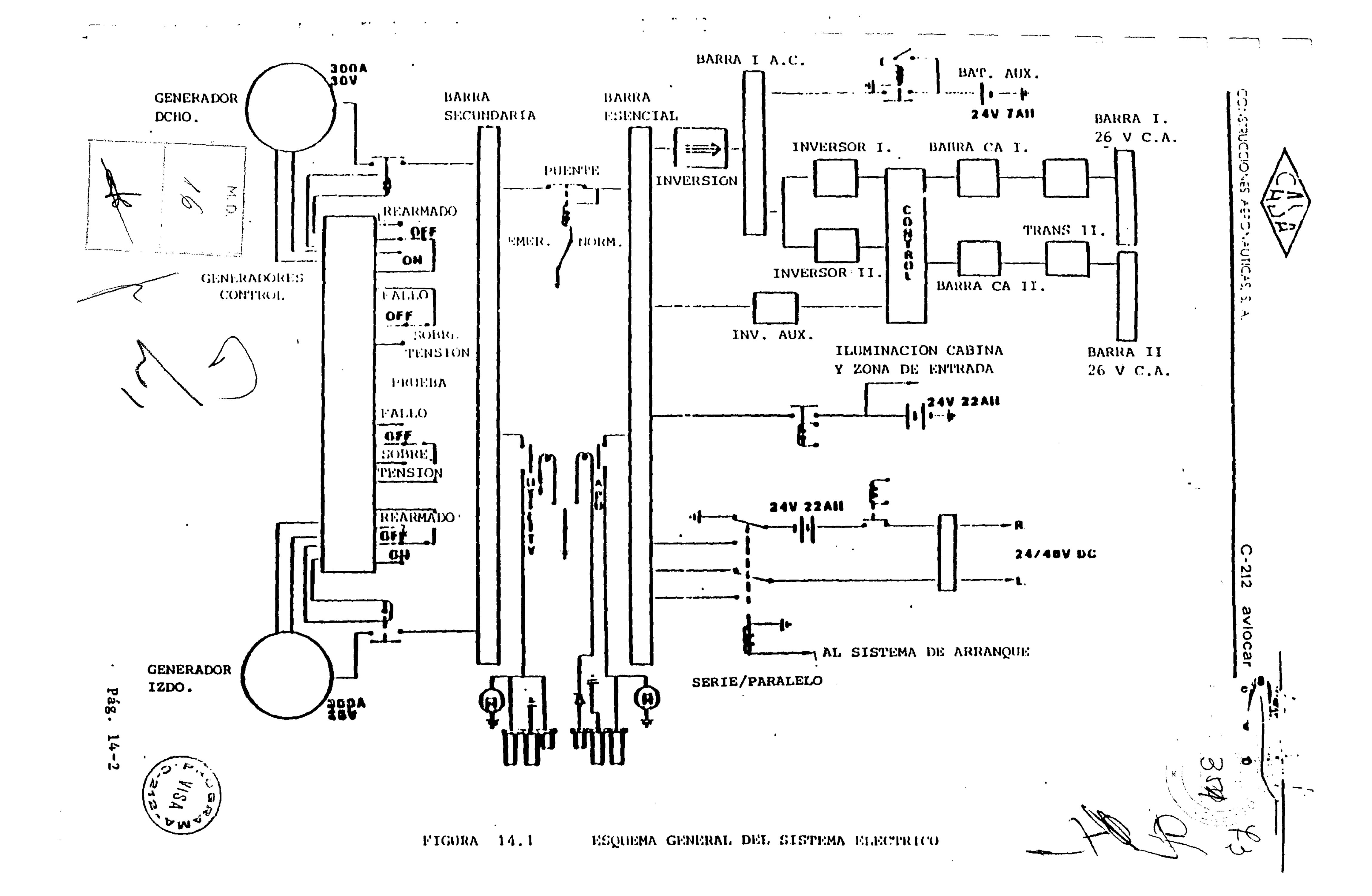
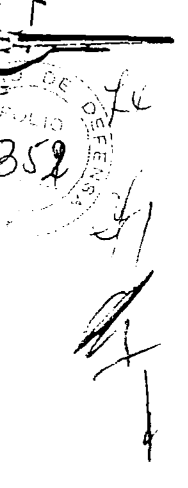


FIGURA 14.1 ESQUEMA GENERAL DEL SISTEMA ELECTRICO

PROGRAMA C-212 VISA



14.2.2. Baterías (Ver Catálogo de Opcionales-Apéndice II)

El avión podrá estar equipado con dos baterías de niquel-cadmi de 24 voltios y una capacidad nominal de 22 AH o de 40 AH, según sea requerido por el cliente (Ver Opcionales Apéndice II). La capacidad de las baterías será suficiente para el arranque de los motores en tierra y para mantener operando los circuitc esenciales en caso de fallo de la fuente primaria de potencia.

Las baterías serán instaladas en la góndola de la pata del tre principal izquierdo, obteniéndose una fácil accesibilidad desd tierra.

14.2.3. Inversores

Tres inversores estáticos (dos en operación normal y uno en re serva) serán instalados como fuente de potencia eléctrica en alterna a 115 V. 400 c.p.s. y por medio de un transformador a 26 V. 400 c.p.s. Cada inversor estará provisto de una luz de aviso en el panel central de avisos para el caso de fallo.

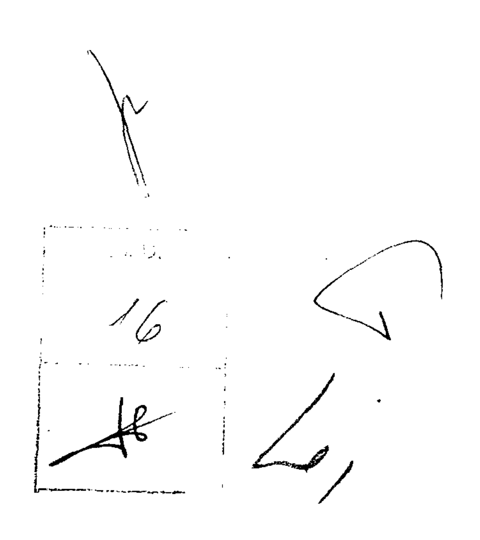
14.2.4. Fuente Exterior

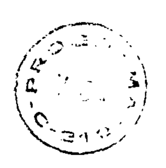
Un conector para una fuente de potencia exterior con capacida para 400 A. mínimo, será instalada en la góndola de la pata d tren principal izquierdo, siendo accesible a través de una puerta de acceso rápido.

En el mismo compartimiento se instala otro conector para cesi de potencia (300 A. máx.).

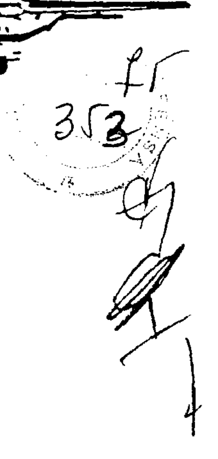
Serán instalados los sistemas necesarios para prevenir que la baterías y la fuente de potencia exterior se conecten a la ve

Un conmutador instalado en la cabina de pilotos, controlará l toma de potencia exterior. Asimismo, se instalarán luces de aviso para indicar el estado de toma de potencia del avión.









14.3. CABLEADO

Los cables utilizados en el avión serán de cobre estañado, del tipo especificado por las normas MIL-C-27500 y MIL-W-22759 y tendrán una sección mínima correspondiente a la galga 22, según UNE 28038 y especificaciones americanas.

Los cables en zonas de fuego serán resistentes a altas temperaturas de acuerdo con la norma MIL-W-25028.

Se utilizarán regletas de diseño aprobado para las conexiones eléctricas que lo requieran. Los conectores necesarios para los distintos sistemas serán siempre de uso aeronáutico.

Se instalarán interruptores automáticos y fusibles como protección de los circuitos en caso de sobrecarga.

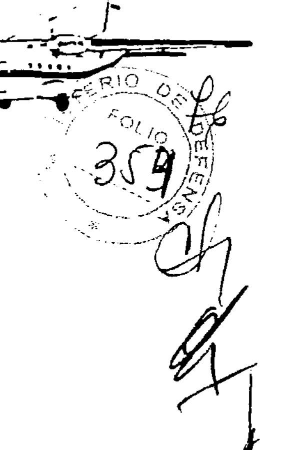
Las tomas de masa y apantallamientos serán de acuerdo con normas aeronáuticas de uso común.



M.D.

16





15.0. ILUMINACION

15.1. ILUMINACION EXTERIOR

Las luces exteriores de navegación y posición serán instaladas con intensidades de acuerdo a los requerimientos de FAA.

El conjunto de iluminación exterior estará formado por las siguientes luces:

. Aterrizaje/Rodaje	(Dos)
. Posición	(Tres)
. Anticolisión	(Dos)

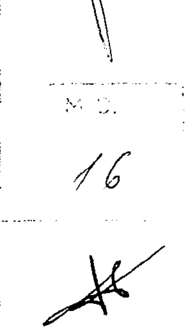
15.2. ILUMINACION INTERIOR

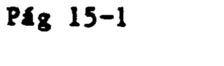
En la cabina de pilotos habrá un sistema de iluminación de tablero de instrumentos y tablero superior de intensidad reglable, así como un sistema de iluminación general de la cabina.

La cabina principal será provista con un sistema de iluminación interior, según la configuración del avión y que estará descrita en el Apéndice II, Opcionales según requerimiento del Cliente.

15.3. ILUMINACION DE EMERGENCIA

Si es requerido por el Cliente, se instalará un sistema de iluminación de emergencia (ver Apéndice II, Opcionales). El sistema de iluminación de emergencia es obligatorio en aviones que requieran certificado según FAR 25.







355

16.0. INSTALACION CONTRA-INCENDIOS

16.1. GENERAL

La instalación contra-incendios estará constituida por los sistemas de detección y extinción de fuego del motor y por el sistema contra-incendios en fuselaje.

16.2. SISTEMA DE DETECCION DE FUEGO DEL MOTOR

Este sistema dispondrá de un detector de sobretemperatura de hilo continuo, de gran selectividad, cubriendo convenientemente las zonas necesarias de cada uno de los motores. Las luces de aviso e interruptores de prueba de los circuitos de detección estarán instalados en la cabina de pilotos.

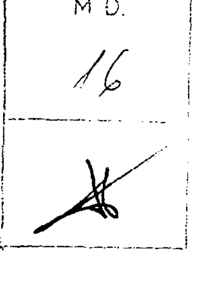
16.3. SISTEMA DE EXTINCION DE FUEGO DEL MOTOR

El sistema de extinción estará constituido por una instalación fija, compuesta por dos extintores uno por motor y las correspondientes canalizaciones con posibilidad de doble descarga al poderse descargar cada extintor en ambos motores.

16.4. SISTEMA CONTRA INCENDIOS EN FUSELAJE

Dos extintores portátiles de accionamiento manual se montarán uno en la cabina de pilotos y otro en la cabina principal respectivamente.

En la versión civil, si es requerido, se podrá instalar en el compartimento de equipaje un detector de humos con aviso en la cabina de pilotos en caso de incendio.



16.5. SISTEMA DE DETECCION DE SOBRETEMPERATURA EN BORDE DE ATAQUE

Este sistema dispondrá de un sensor que avisa en cabina de pilotos en caso de que se produzca una sobretemperatura en el interior del borde de ataque.



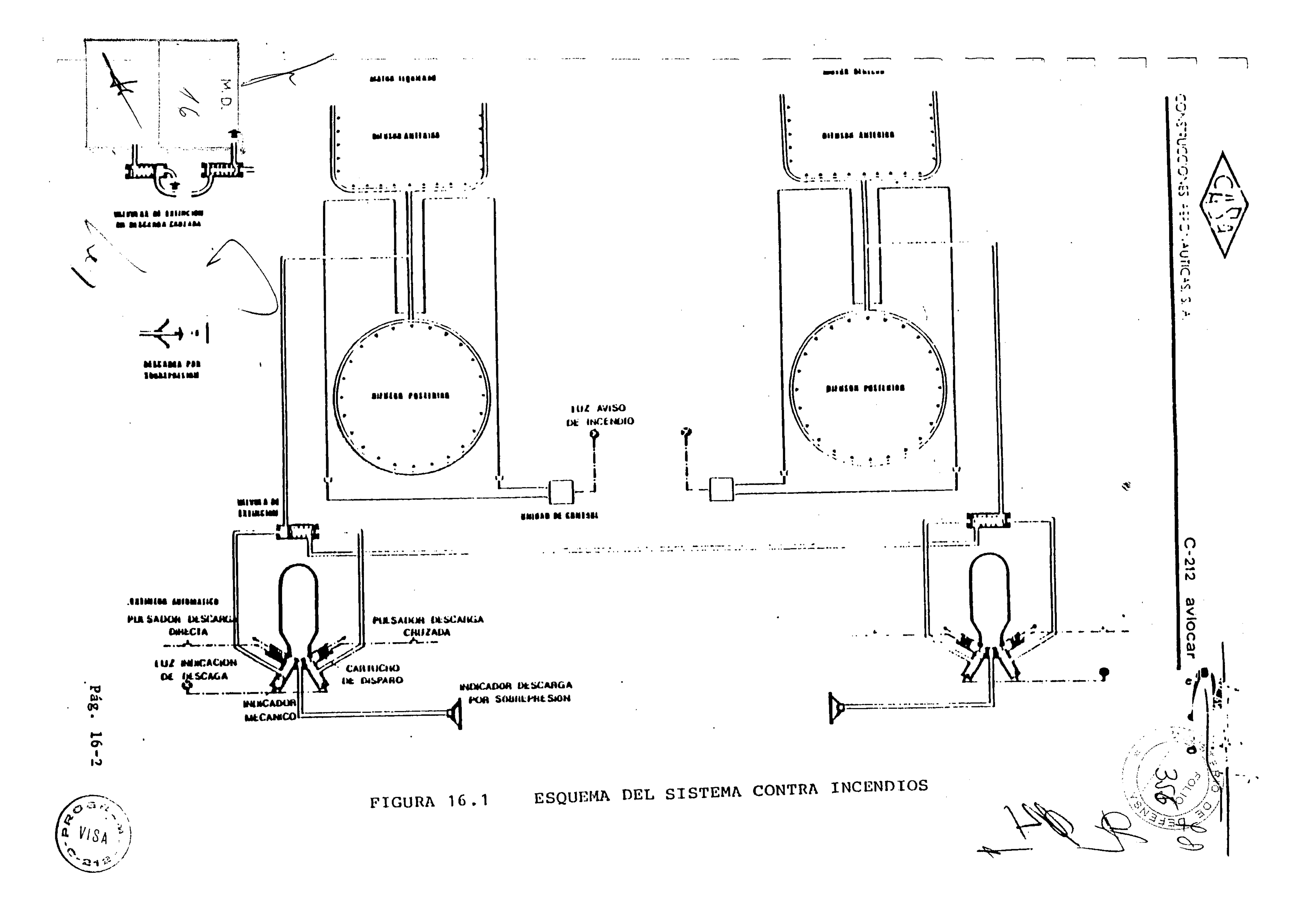


FIGURA 16.1 ESQUEMA DEL SISTEMA CONTRA INCENDIOS

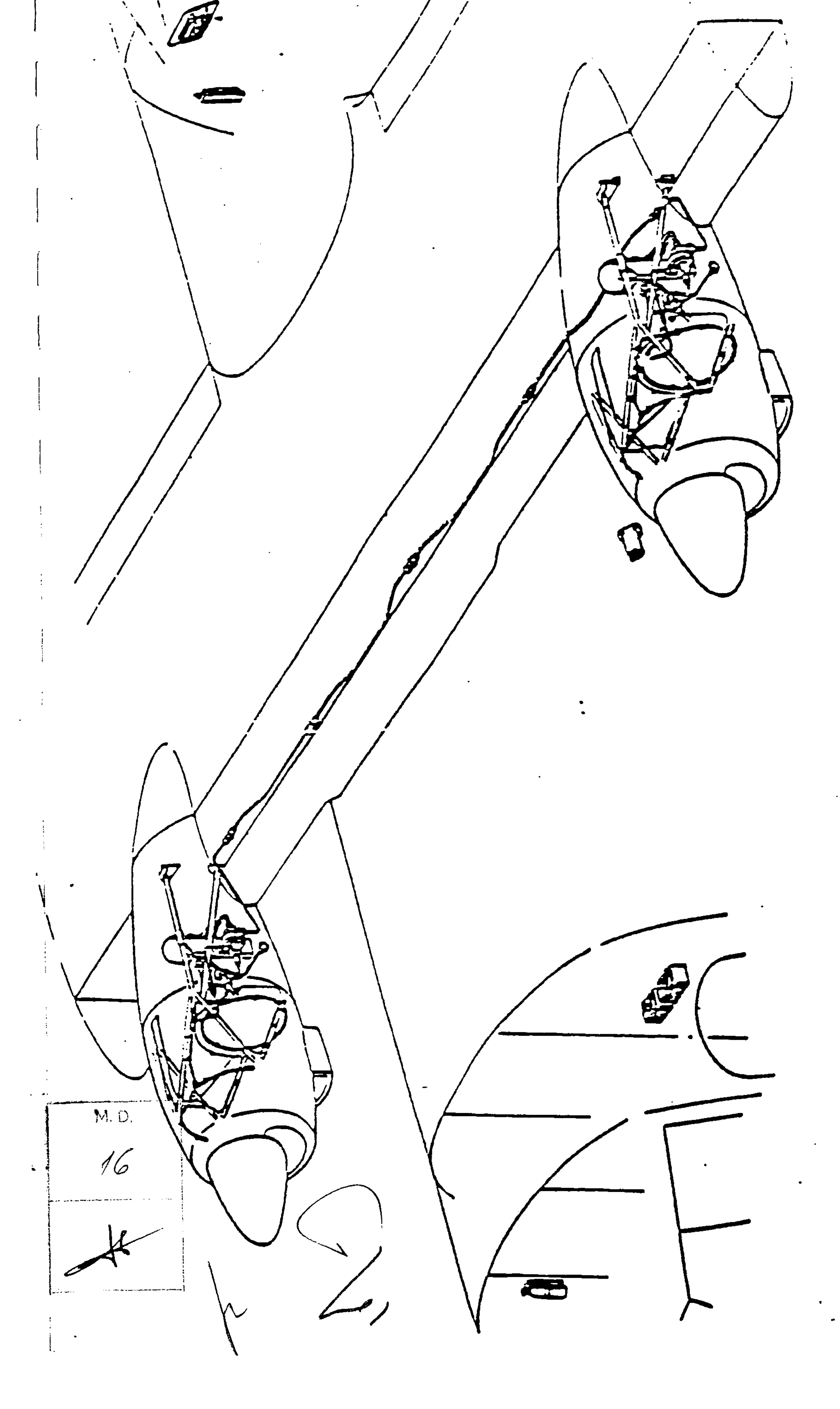
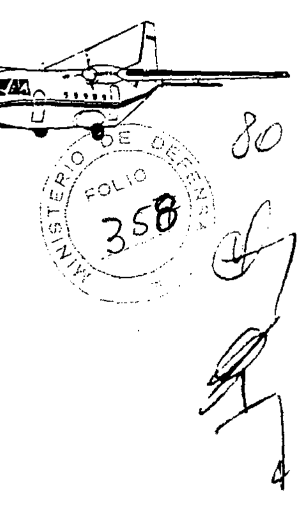


FIGURA 16.2 SISTEMA CONTRA INCENDIOS



17.0. INSTALACION DE CALEFACCION

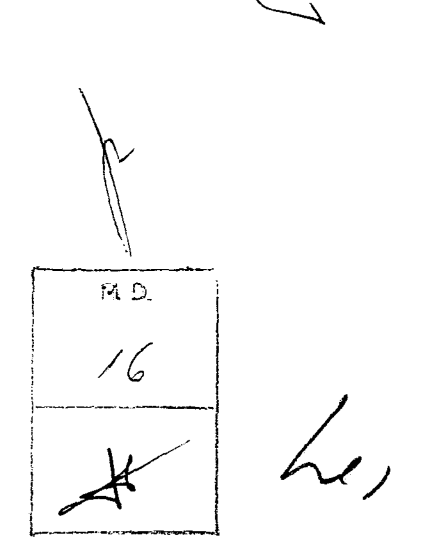
17.1. GENERAL

El avión irá equipado para esta versión con una instalación de aire acondicionado por aire de sangrado del compresor de los motores.

El control de la calefacción se realizará por un mando desde la cabina de pilotos que regula dos válvulas de cierre situadas a la salida del sangrado de cada motor.

17.2. DISTRIBUCION

El aire sangrado y regulado por la válvula de cierre será mezclado con aire de recirculación de la cabina por medio de un eyector silencioso. Este aire ya mezclado será distribuido a la cabina principal y a la cabina de pilotos. En la cabina principal, el sistema incorporará dos llaves de control de la distribución de aire, entre la cabina principal y la de pilotos.





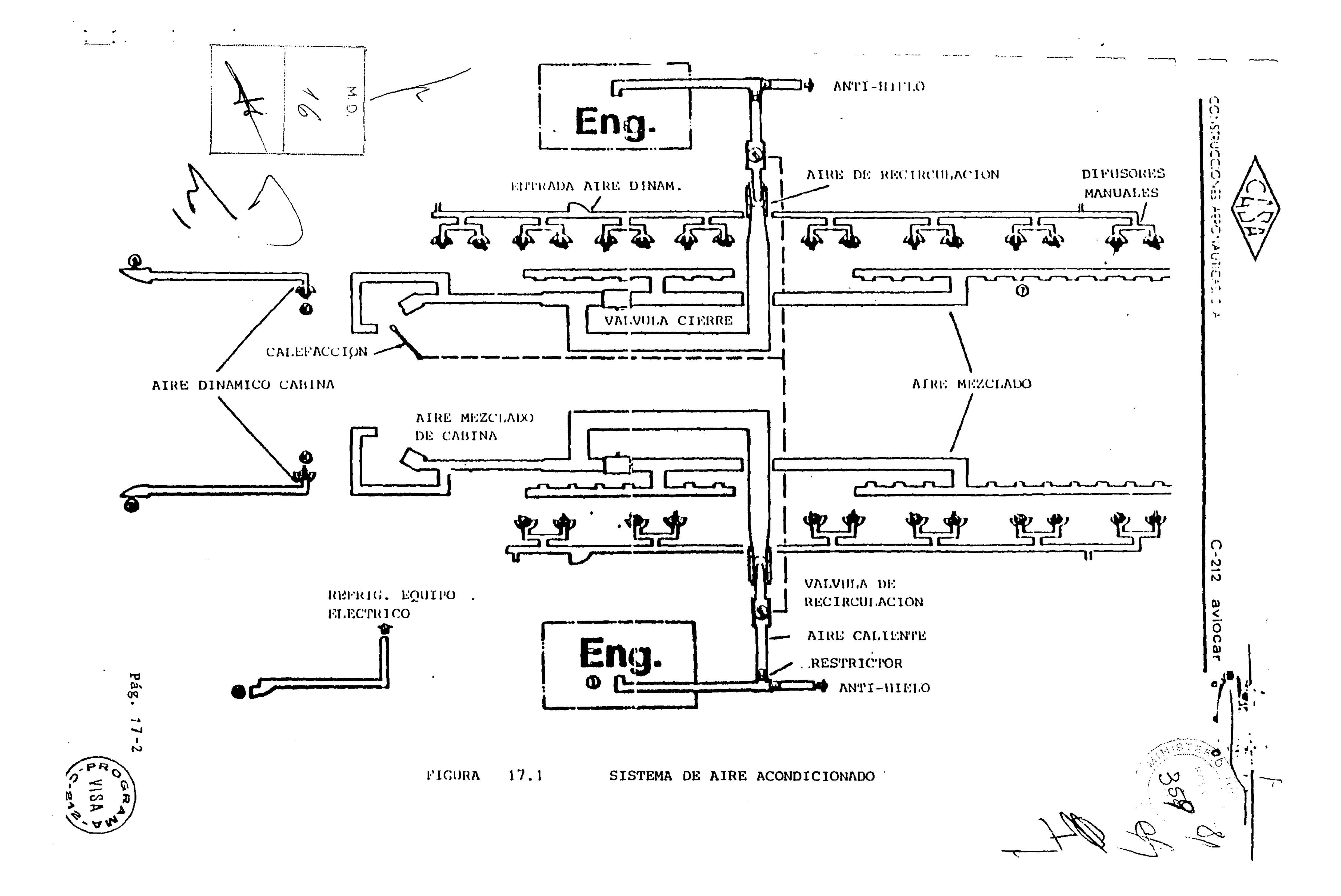


FIGURA 17.1 SISTEMA DE AIRE ACONDICIONADO



18.0. INSTALACION DE VENTILACION

18.1. GENERAL

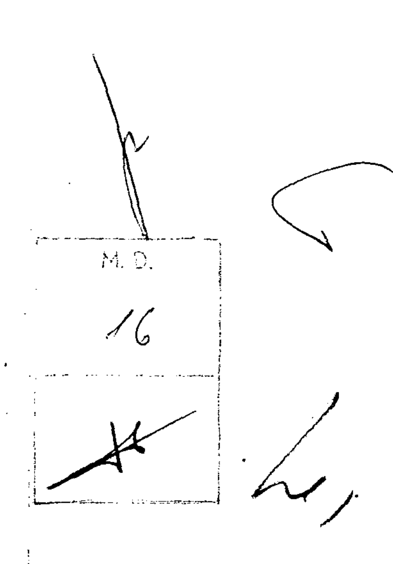
El avión estará equipado con un sistema de ventilación, el cual estará constituído por dos tomas de aire, situadas simétricamente a ambos lados del fuselaje, que alimentarán a dos distribuidores, colocados en la parte superior de ambos lados de la cabina principal. Este aire de ventilación será graduado en cantidad y orientación por difusores individuales para cada pasajero.

18.2. CABINA PILOTOS

En la proa del avión se montarán dos tomas dinámicas que tomarán aire del exterior para su distribución en la cabina de pilotos a través de dos difusores regulables.

18.3. VENTILACION DEL ARMARIO DE NAV. COM.

Una toma de aire, situada en el lado izquierdo del fuselaje, suministrará ventilación al armario de NAV, COM.



83

36∅

19.0. INSTALACION ANTI-HIELO

19.1. GENERAL

Esta instalación será capaz de proporcionar un vuelo seguro del avión en condiciones de formación de hielo y dispondrá de los medios necesarios para evitar o eliminar la formación de hielo en las siguientes zonas del avión.

- Bordes de ataque de ala y cola (Opcional).

- Toma de Aire del Motor.

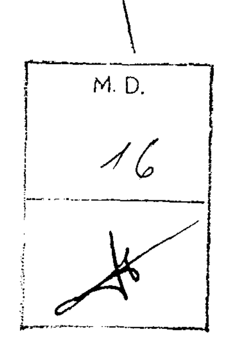
- Parabrisas.

- Hélices.

- Tubo Pitot.

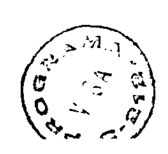
Todos estos sistemas anti-hielo podrán ser accionados independientemente desde la cabina de pilotos.

Se podrá disponer de un sistema limpiaparabrisas que garantice una buena visibilidad a piloto y copiloto en tiempo de lluvia.



19.2. TOMA DE AIRE DEL MOTOR

La toma de aire del motor irá protegida contra la formación de hielo mediante el envio de aire caliente sangrado del compresor y a través de una válvula de solenoide accionada desde la cabina de pilotos.



MINISTERIO DE DEFENSA
FOLIO 362

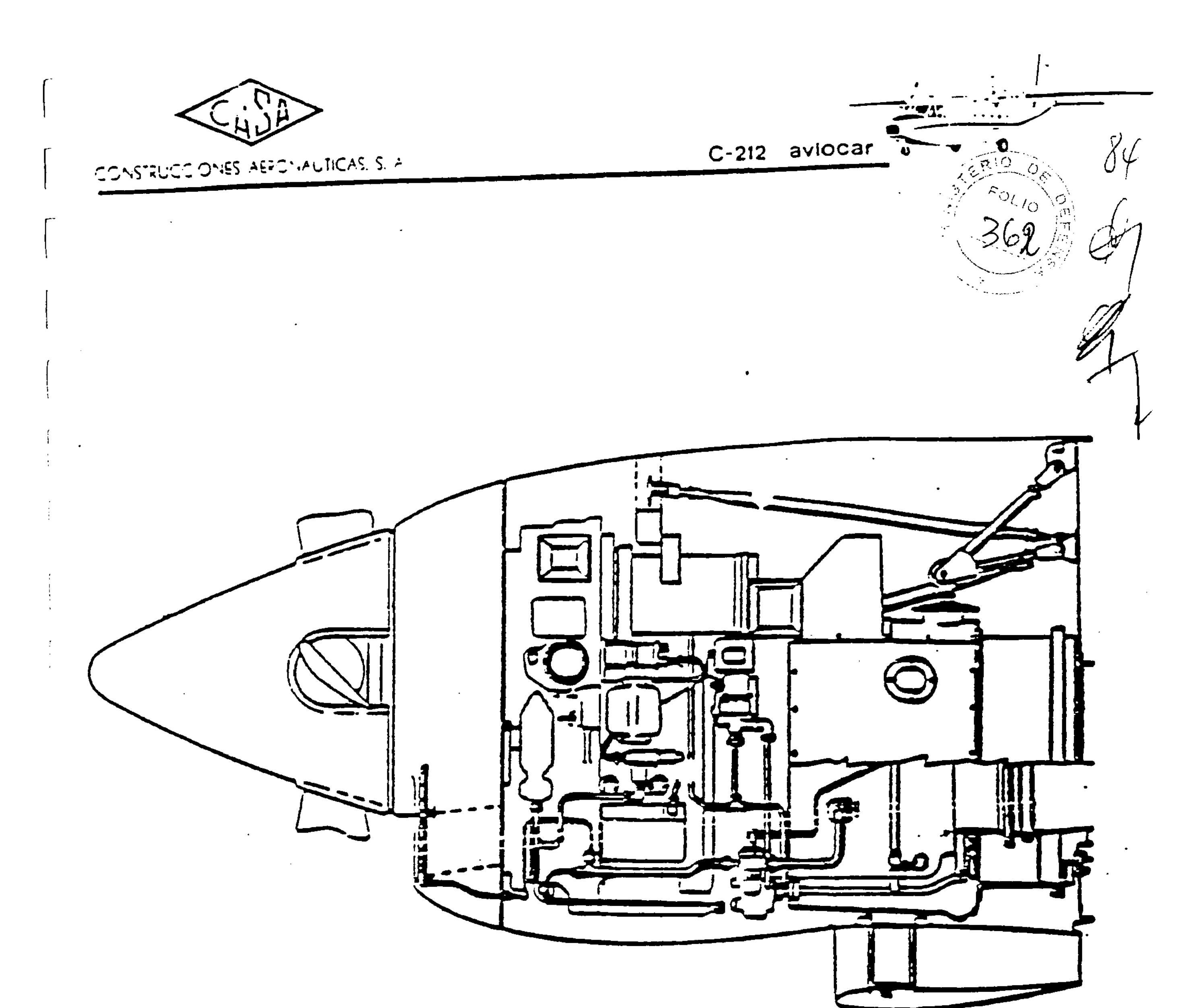


FIGURA ·.· SISTEMA ANTI-HIELO DEL MOTOR

M. D.
16

VISA PROGRAMA C-212

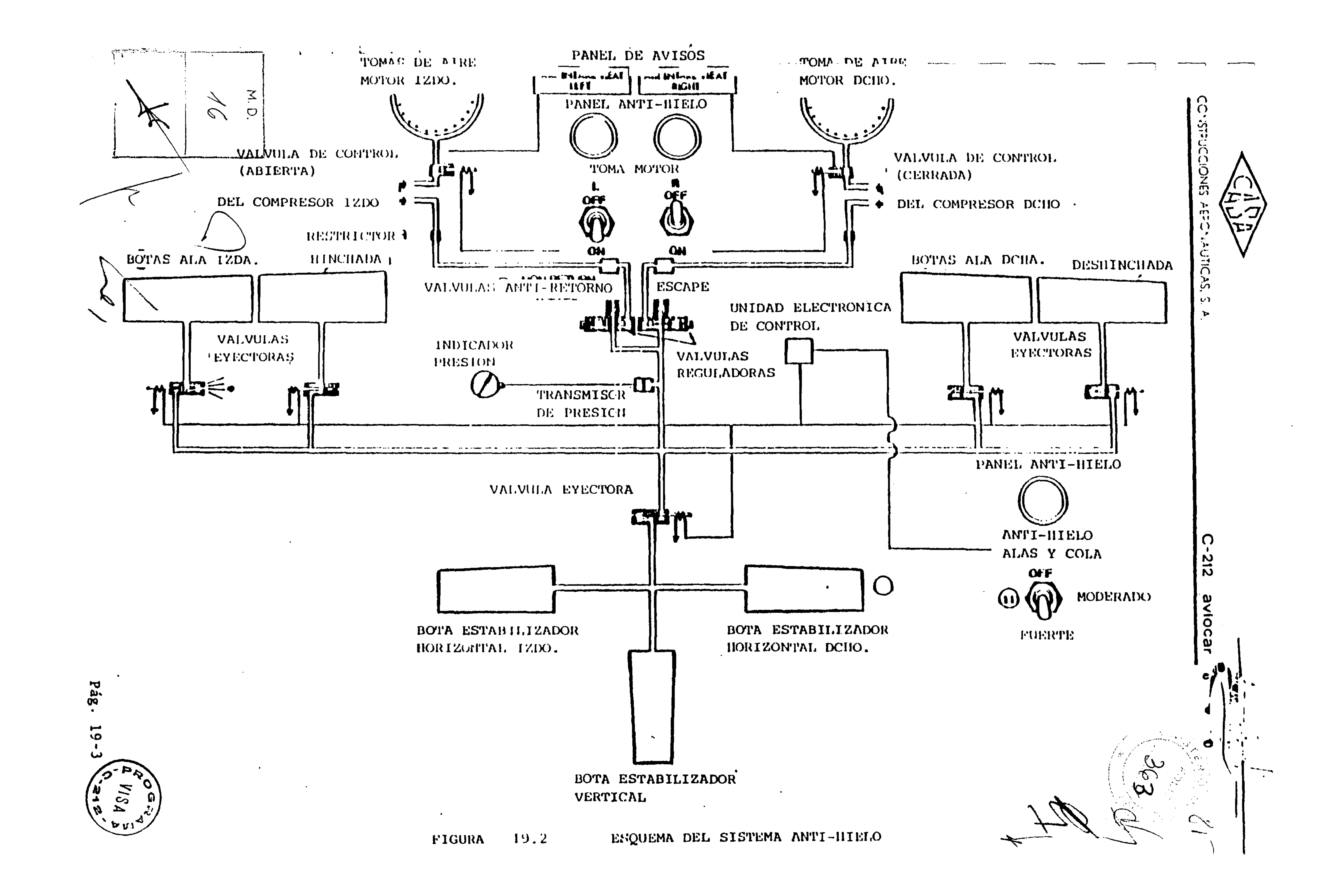
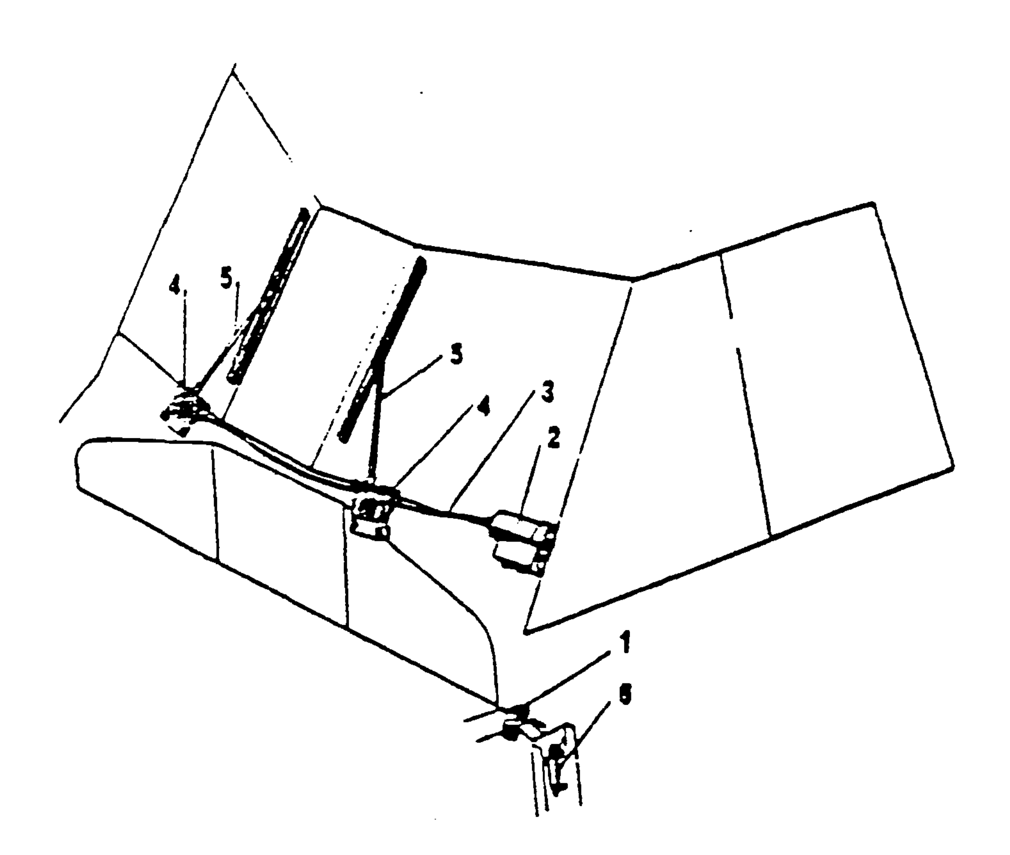


FIGURA 19.2 ESQUEMA DEL SISTEMA ANTI-HIELO



1 INTERRUPTOR

2 MOTOR ELECTRICO

3 EJE FLEXIBLE

4 CONVERTIDOR MECANICO

5 BRAZO Y RAQUETA

6 SELECTOR DE VELOCIDAD

M. D.
16

FIGURA 19.3 SISTEMA LIMPIAPARABRISAS



19.3. PARABRISAS

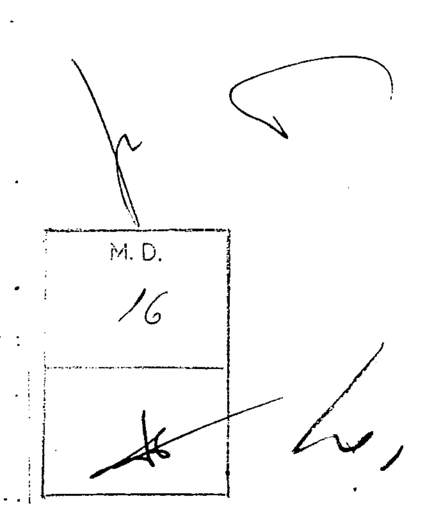
El sistema anti-hielo y anti-vaho del parabrisas se llevará a cabo electricamente regulando la temperatura del parabrisas mediante un regulador de temperatura para cada parabrisas.

19.4. HELICES

El borde de ataque de las palas incorporarán unas zapatas actuadas electricamente siendo la secuencia y el tiempo de calentamiento regulado por un temporizador.

19.5. TUBO PITOT

Los tubos Pitot irán provistos de un sistema eléctrico para evitar la formación de hielo.





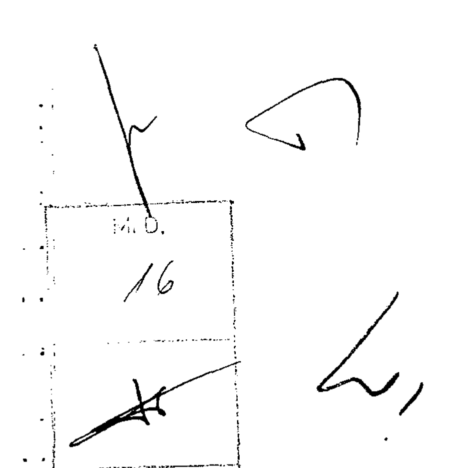
20.0. INSTALACION DE OXIGENO

Esta instalación es considerada Opcional, ver Apéndice II.

20.1. GENERAL

La instalación de Oxígeno en el avión C-212 será del tipo de alta presión. Estará constituída por una botella, con Regulador de Presión y las correspondientes canalizaciones para llevar el oxígeno a los tripulantes.

Además de la instalación general podrá llevar dos equipos portátiles de oxígeno.





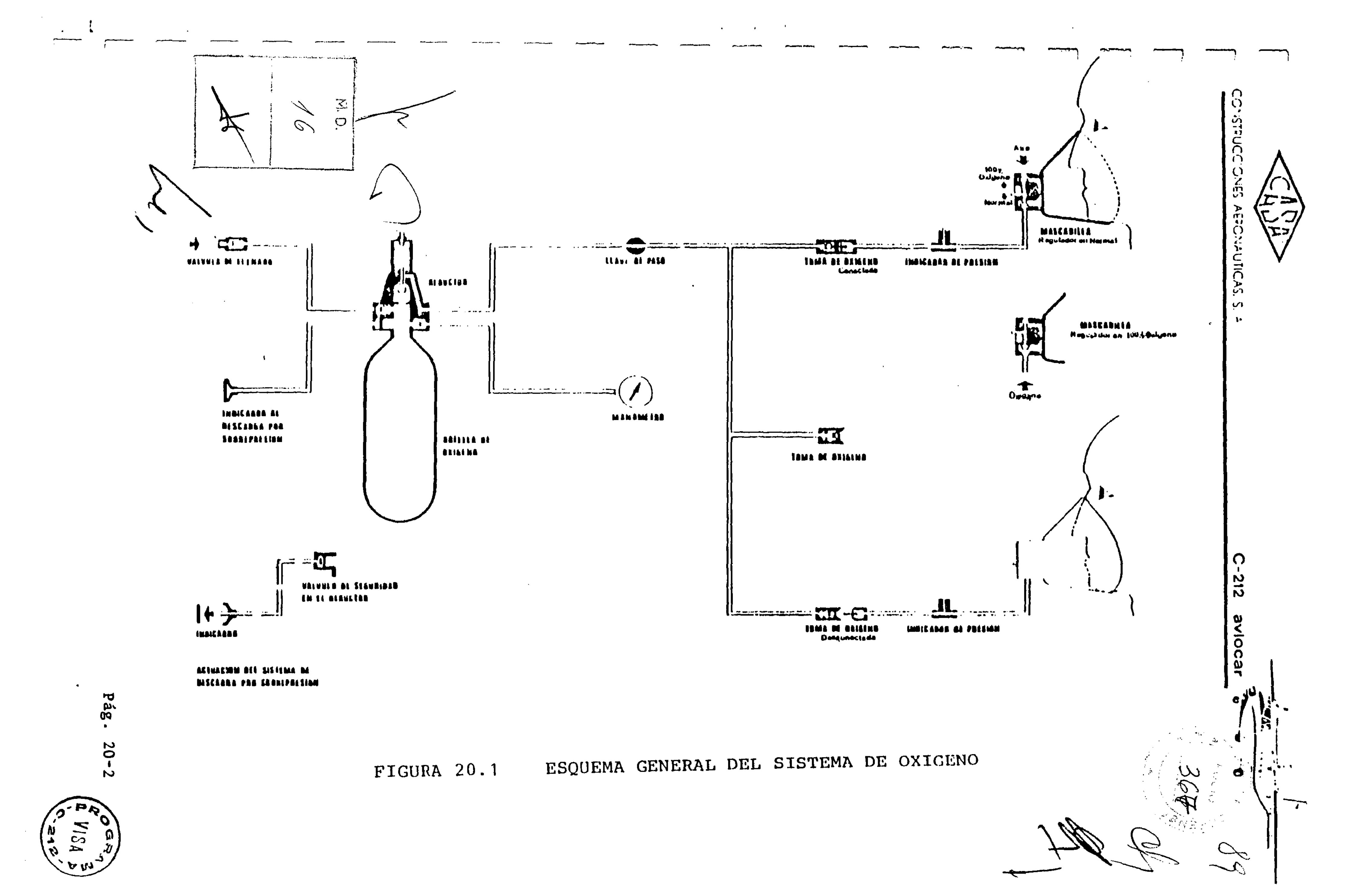
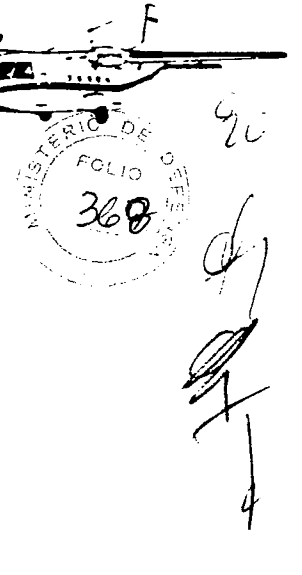


FIGURA 20.1 ESQUEMA GENERAL DEL SISTEMA DE OXIGENO



21.0. INSTRUMENTOS

21.1. GENERAL

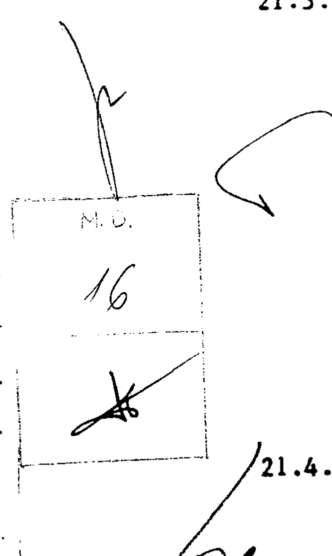
Los instrumentos serán instalados en el panel principal de instrumentos de la cabina de pilotos. Cada instrumento será sujetado individualmente al panel de forma que se pueda sustituir fácilmente en caso de fallo. El avión será provisto de los instrumentos indicados a continuación:

21.2. INSTRUMENTOS DE MOTOR

2 Indicadores de RPM.
2 Indicadores de par motor
2 Indicadores de E.G.T.
2 Indicadores de presión de aceite
2 Indicadores de temperatura de aceite
2 Indicadores de presión de combustible
2 Indicadores de cantidad de combustible
2 Indicadores de flujo de combustible

21.3. INSTRUMENTOS VARIOS

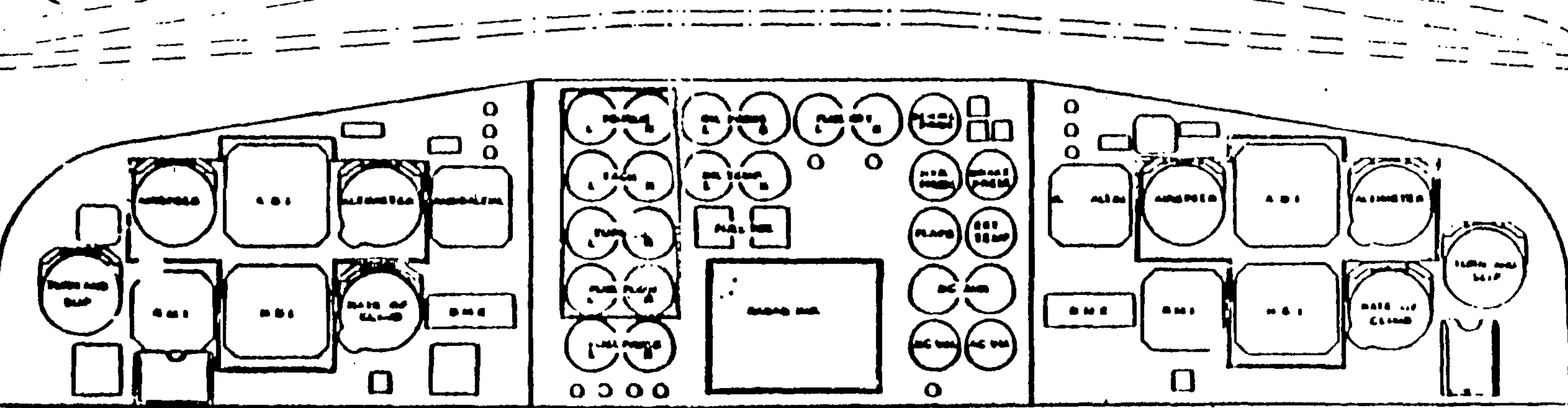
2 Relojes
1 Indicador de posición de flaps
1 Indicador de temperatura exterior
1 Indicador de presión hidráulica
1 Indicador de presión de frenos
1 Voltímetro de c.a.
1 Voltímetro de c.c.
2 Amperímetros
1 Indicador presión anti-hielo neumático
1 Indicador de presión de oxígeno.



21.4. INSTRUMENTOS DE VUELO Y NAVEGACION

Los instrumentos de vuelo y navegación se consideran opcionales, ver Apéndice II.





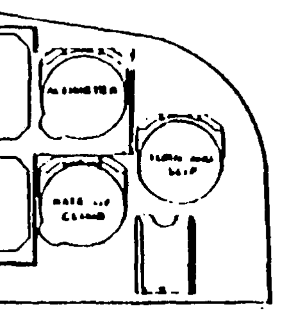
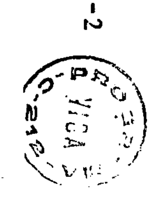


FIGURA 21.1 PANEL DE INSTRUMENTOS

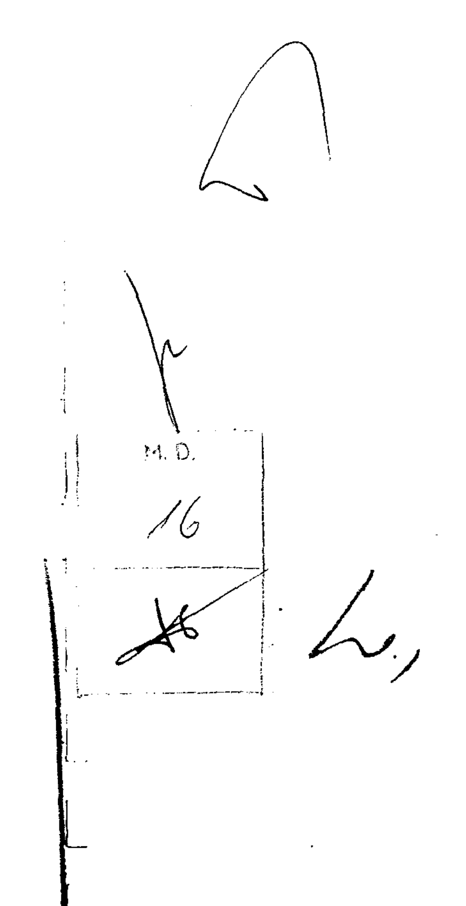


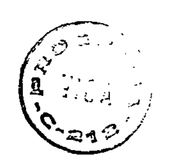
22.0. AVIONICA

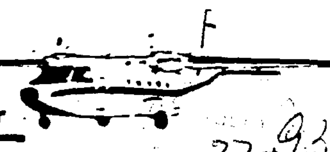
22.1. GENERAL

El avión estará provisto de los equipos requeridos por el Comprador.

La entrega e instalación de estos elementos está sujeta a negociación separada. Ver Apéndice II.







23.0. CABINA DE PILOTOS

23.1. GENERAL

La cabina de pilotos del C-212 estará preparada para una tripulación de dos miembros. Las palancas de mando y los instrumentos estarán dispuestos de tal manera que podrán ser operados y leidos por ambos tripulantes indistintamente. El avión podrá ser volado y controlado desde cualquiera de los dos asientos de piloto. Si es requerido se podrá instalar un asiento para tercer tripulante replegable hacia la zona de acceso de pilotos.

23.2. ASIENTOS

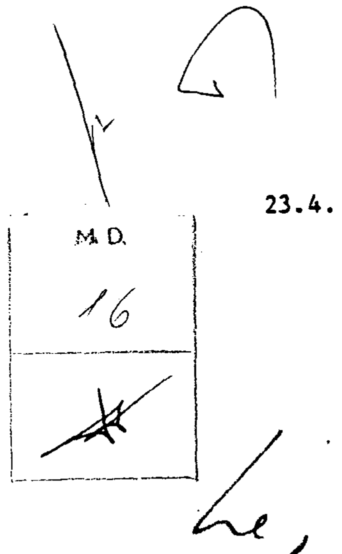
Los asientos serán montados sobre railes y podrán ajustarse tanto en sentido horizontal como en sentido vertical. Cada asiento estará equipado con cinturón de seguridad y tirantes verticales de rapido accionamiento, carrete de inercia y apoyabrazos replegables.

23.3. VISIBILIDAD

El amplio parabrisas proporcionará un gran campo visual para ambos pilotos en todas las actitudes posibles del avión. Será equipado con antihielo eléctrico.

Las ventanas laterales serán deslizantes para permitir visión directa al exterior.

Se dispondrán limpiaparabrisas accionados eléctricamente enfrente de cada uno de los pilotos (ver Opcionales, Apéndice II).



23.4. DISPOSICION DE LOS MANDOS

Se instalarán los mandos principales de vuelo para cada uno de los pilotos. En el pedestal central situado entre ambos pilotos se instalarán los mandos de motores (potencia r.p.m.) el control manual para el compensador de alerón, mando de altura y manfo de dirección y el mando de flaps. En la parte anterior del citado pedestal se colocarán los controles de navegación y radio. El mando de dirección de la rueda de proa estará colocado a la izquierda del primer piloto y el accionamiento manual de la bomba hidráulica estará colocado a la derecha del segundo piloto.



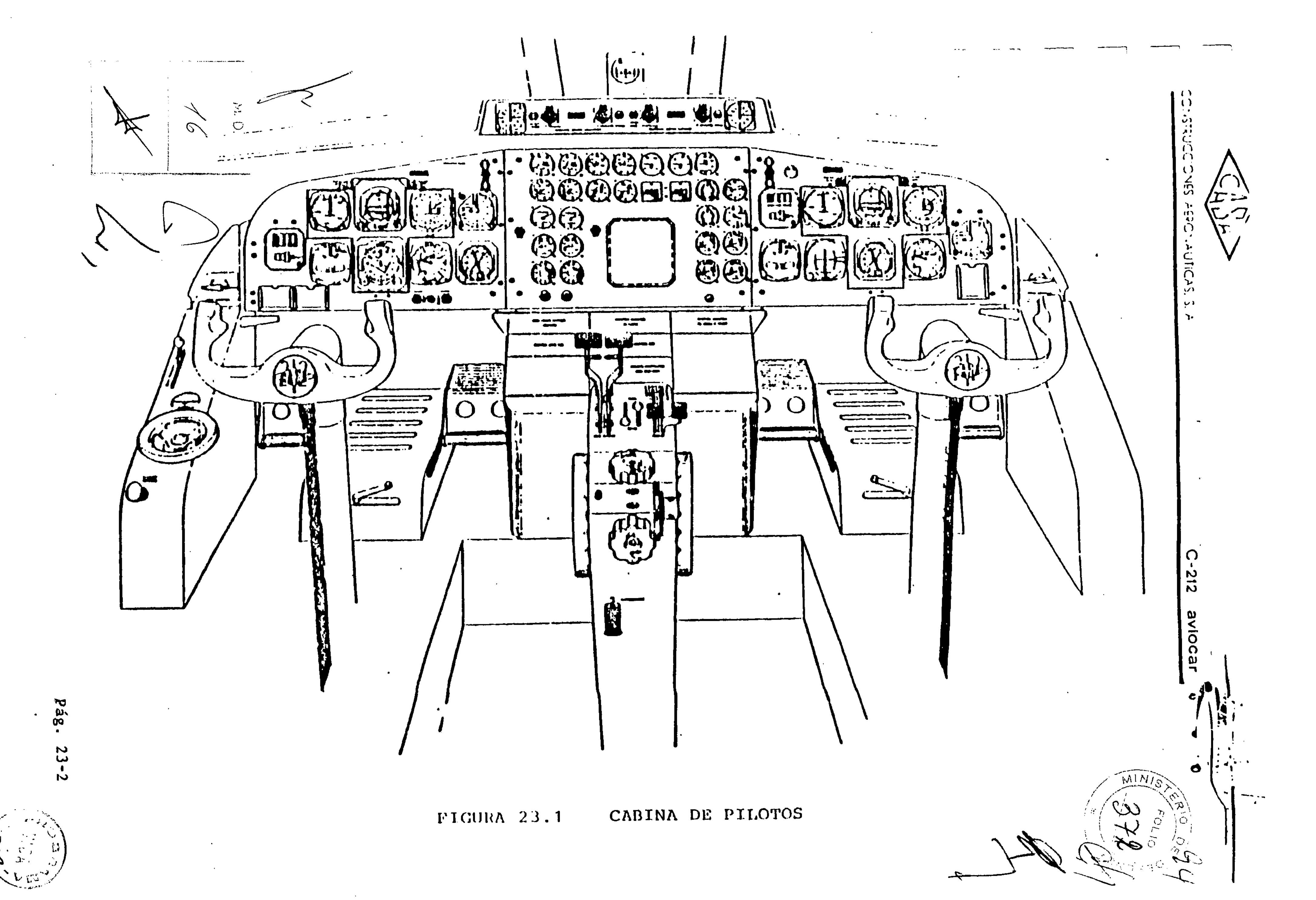


FIGURA 23.1 CABINA DE PILOTOS

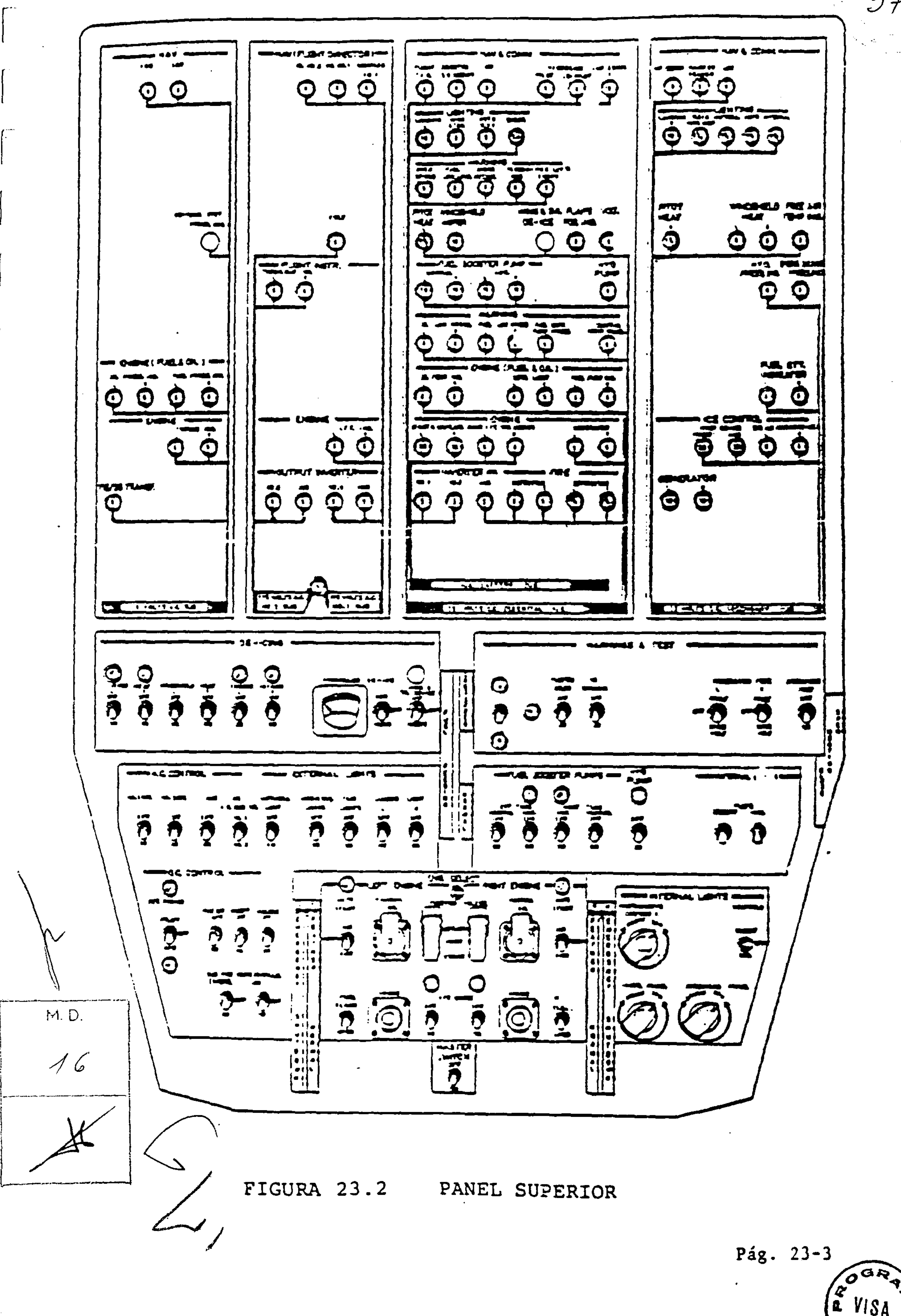


FIGURA 23.2   PANEL SUPERIOR

PROGRAMA VISA

El panel principal de instrumentos estará colocado en la parte anterior de la cabina, debajo del parabrisas; el panel secundario con interruptores automáticos y conmutadores de control, estará colocado en la parte superior de la cabina, tablero superior.

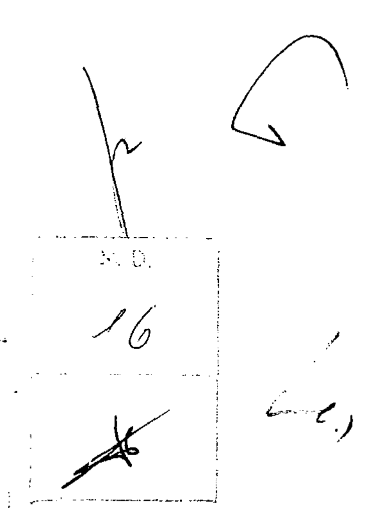
Existirán registros que facilitarán el acceso a los componentes de instalaciones allí existentes, así como al panel principal de instrumentos.

23.5. ACONDICIONAMIENTO.

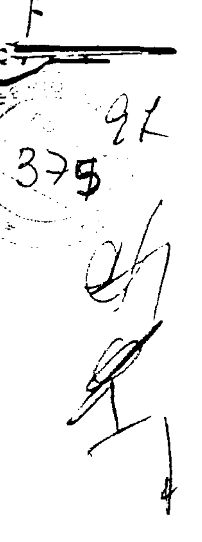
La cabina de pilotos estará dotada de insonorización realizada con mantas de fibra de vidrio cubiertas con material autoextinguible adecuado. Estas mantas proporcionan aislamiento térmico además de insonorización.

El techo de la cabina de pilotos, en la zona no ocupada por el panel secundario de instrumentos, estará revestido por paneles de plástico reforzado pintados. Las paredes laterales y la parte posterior de la cabina estarán cubiertos por un material flexible constituido por plástico autoextinguible relleno en su interior por fibra de vidrio.

Al alcance de los pilotos habrá lugares adecuados para guardar mapas y documentos y elementos para colgar los auriculares.







24.0. ACONDICIONAMIENTO INTERIOR

24.1. GENERAL

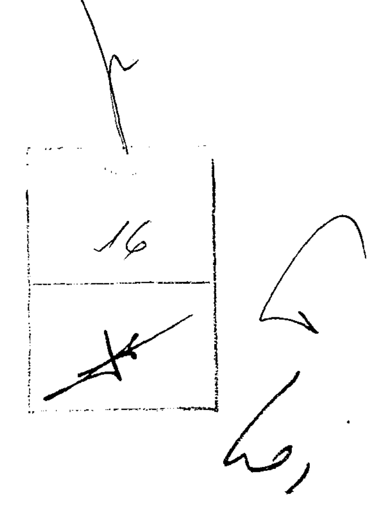
El acondicionamiento de la cabina de pilotos está descrito en el capítulo 23.; los siguientes párrafos darán una somera descripción de la cabina principal.

24.2. ACONDICIONAMIENTO Y EQUIPAMIENTO DE LA CABINA PRINCIPAL

La puerta de acceso a la cabina principal estará colocada en el lado izquierdo de su parte posterior, y tendrá enfrente la salida de emergencia Tipo III (ver apartado 6.4.). En la parte anterior de la cabina (lado izquierdo) estaran situadas la puerta de pilotos, la salida de emergencia Tipo II en el caso de que sea requerida y una salida de emergencia adicional en el techo.

Los laterales y parte superior del fuselaje irán provistos de bolsas de insonorización y aislamiento térmico de acuerdo con las opciones relacionadas en el Apéndice II de esta especificación.

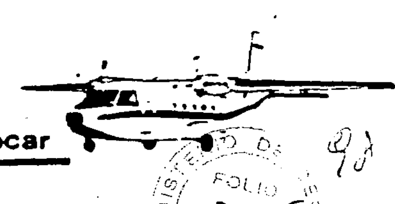
Análogamente, el revestimiento interior será preparado de acuerdo con las opciones elegidas reseñadas en el Apéndice II.



El piso del avión estará construido con material nido de abeja de aleación ligera, cubierto por ambas caras con chapas del mismo material. Estará subdividido en varias partes, todas ellas atornilladas en las cuadernas y tabiques longitudinales soporte de los railes, y por tanto fácilmente desmontables. Llevará adheridas cintas longitudinales antideslizantes.

El piso del avión dispondrá de dos railes longitudinales que comenzarán en la cuaderna 7 p (STA 3400) el derecho y en la cuderna 1 (STA 4950) el izquierdo, llegando ambos hasta la cuaderna 17 (STA 9950). En los laterales del fuselaje habrá otros dos railes semejantes a los instalados en el piso. Estos railes permitirán el montaje de anillas de carga, de asientos, del "Kit ferry" y del sistema de transporte y lanzamiento de cargas en vuelo, todas ellas opciones descritas en el Apéndice II de esta especificación.





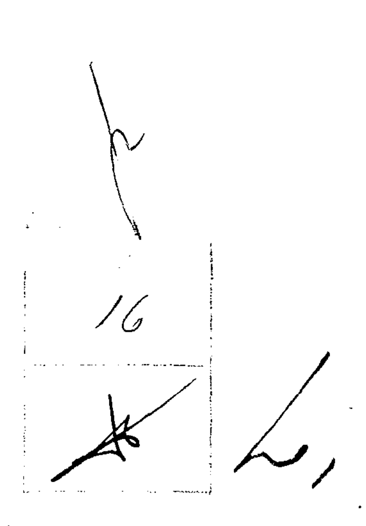
El fuselaje dispondrá de trece ventanillas circulares situadas siete en lado derecho y seis en el lado izquierdo. Si el avión se provee con la puerta civil de apertura hacia el exterior, éstas dispondrá de ventanilla y por tanto serán en total doce ventanillas.

24.3. LAVABO

Opcionalmente se dispondrá de un cuarto de aseo.

24.4. OPCIONES DE ACONDICIONAMIENTO

La cabina principal está preparada para aceptar diferentes acondicionamientos interiores descritos como opcionales en el Apéndice II.





99
378

25.0. EQUIPOS AUXILIARES Y ELEMENTOS PARA MANEJO EN TIERRA

25.1. GENERAL

El avión sera entregado con el siguiente equipo auxiliar:

- Juego de adaptadores para gato
- Gato hidráulico para cambio de ruedas
- Comprobador de presión de neumáticos y amortiguadores
- Calzos para las unidades de tren principal
- Calzo para la rueda de morro
- Juego de fundas para tubo Pitot
- Juego de tapas para toma de motores
- Juego de tapas para salidas de gases
- Juego de elementos para anclaje
- Escalera portátil para puerta principal
- Juego de herramientas
- Patas soporte

El transporte a bordo del avión de parte o de todos los elementos anteriormente citados será opcional y por tanto no deberán considerarse como parte del peso vacio equipado del avión.

En el caso de que el avión vaya a ser utilizado como carguero, se añadirán a estos equipos dos carriles para acceso de vehículos a través de la rampa.

Por mediación de unos pasadores de rápida desconexión podrán separase las tijeras de la unidad de proa del tren para permitir el remolcado del avión desde la citada unidad.

M.D. 16

PROGRAMA VISA C-212

378

A P E N D I C E I

LISTA DE EQUIPADO BASICO

Los P/N indicados en este Apendice corresponden al avión basico, pudiendo modificarse como consecuencia de la instalación de las opciones que definan la "version cliente".

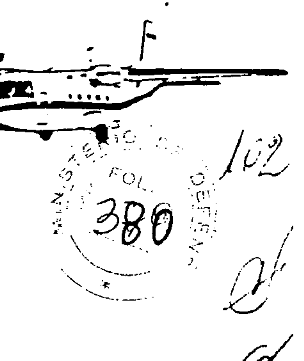
M.D.
16



Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad
8.5. TREN DE ATERRIZAJE			
Tren Principal			
Llanta principal	212-41212.1	C.A.S.A.	2
Neumático	11.00-12 10PR, 160MPH	Goodyear	2
Freno	5006484	Goodyear	2
Amortiguador	212-41200.1	C.A.S.A.	2
Tren Delantero			
Llanta delantera	9543476	Goodyear	1
Neumático	24 x 7.7 8PR, 160MPH	Goodyear	1
Amortiguador	212-42210.1	C.A.S.A.	1
Martinete de dirección tren delantero	212-42112.7	C.A.S.A.	1

M.D.

PROGRAMA VISA C-212



Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad
9. GRUPO MOTOPROPULSOR			
Motor	TPE-331-10R-513C	GARRETT	2
Control de paso de hélice	895481	"	2
Regulador de hélice	897410	"	2
Termointercambiador	156120	"	2
Interruptor de presión NTS	865616	"	2
Interruptor de presión Beta	865956	"	2
Válvula limitadora de par y temperatura	895380	"	2
Limitador de par y temp.	949594	"	2
Computador SRL y arranque automático	2101990	"	2
Transductor de presión	897260	"	2
Control de combustible	897375	WOODWARD	2
Sincronizador helice	213801	"	2
Bancada			
Soporte elást.lateral	93396-01	Barry Controls	4
Soporte elást.superior	93396-02	" "	2
Soporte elást.posterior	93396-03	" "	2
Hélice	(C) R334/4-82-F/13	Dowty Rotol	2
Cono de penetración	(C) SB.10/4/1	Dowty Rotol	2
Bomba de puesta en bandera	C-4033-E	Weldon Tool	2

M. D. 16



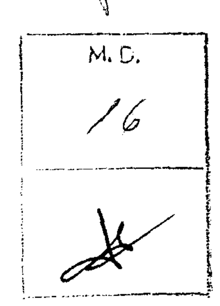
Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad
10. SISTEMA DE ACEITE			
Radiador	D 1834-10A	IMI MASTON	2
Depósito aceite	896417-1	GARRET	2

M. D.
16





Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad
11. SISTEMA DE COMBUSTIBLE			
Bomba sumergida	RR-52000	Lear Siegler	4
Eyector	3901190	Flight Reffuelling	2
Válvula de paso motorizada	AV16B2106B	ITT Gen Controls	3
Válvula de retención	9811495	Flight Refuelling	4
Válvula de llenado	457-370	Shaw Aero Devices	4
Válvula de seguridad	9811505	Flight Refuelling	2
Válvula de flotador	9505000	Flight Refuelling	8
Válvula antirretorno	9840034/E	Flight Refuelling	4
Llave manual	7901067/F	Flight Refuelling	3
Válvula de seguridad	1604270	Flight Refuelling	2
Indicador bajo nivel de combustible	3515000/272	Flight Refuelling	2
Válvula antirretorno	CA.38700.1	C.A.S.A.	4
Depósito de ventilación	212-54229.1/2	C.A.S.A.	2
Eyector	CA.27000.5	C.A.S.A.	2
Eyector	CA.29100.5	C.A.S.A.	2
Válvula de drenaje	CA.29700.1	C.A.S.A.	4
Filtro	CA.47000.3	C.A.S.A.	2
Válvula de ventilación	CA.40200.1	C.A.S.A.	2
Valvula antirretorno	CA.44000-0003	C.A.S.A.	2
Filtro	852243 DRG60	Purolator	2







Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad
13. SISTEMA HIDRAULICO			
Sistema de potencia			
Motor bomba	PMP 05 VC-040	ABEX	1
Depósito	212-43126.1	C.A.S.A.	1
Válvula de seguridad	CA.26600.3	C.A.S.A.	1
Filtro	CA.249.3	C.A.S.A.	2
Válvula de retención	CA.45000-0001	C.A.S.A.	1
Bomba de mano	CA.24700.3	C.A.S.A.	1
Subsistema de flaps			
Llave de 4 vías	CA.82600-0001	C.A.S.A.	1
Martinete	CA.36200.1	C.A.S.A.	1
Racor de restricción	CA.26700.5	C.A.S.A.	2
Válvula limitadora	CA.47200.1	C.A.S.A.	1
Subsistema de frenos			
Válvula reguladora	CA.23700.3	C.A.S.A.	4
Válvula reguladora	CA.23800.3	C.A.S.A.	1
Válvula automática	CA.24000.3	C.A.S.A.	2
Válvula de retención	CA.45000-0001	C.A.S.A.	2
Acumulador	CA.242.3	C.A.S.A.	2
Válvula de descarga	CA.46000-0003	C.A.S.A.	2
Válvula de carga e indicador presion del acumulador	19930700	HTL	2

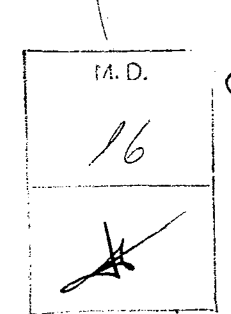
M.D. 16



Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad
Subsistema de dirección			
Preselector de dirección	CA.24800.3	C.A.S.A.	1
Válvula limitadora de presión	CA.25300.5	C.A.S.A.	1
Acumulador	CA.242.3	C.A.S.A.	1
Válvula de descarga	CA.46000-0003	C.A.S.A.	1
Válvula de retención	CA.45000-0001	C.A.S.A.	1
Racor de restricción	CA.26700.25	C.A.S.A.	1
Válvula de carga e indicador de presión del acumulador	19902700	HTL	1
Reductor de presión	CA.78100-0001	C.A.S.A.	1
Sistema de compuertas de carga			
Llave de 4 vías	CA.82600-0001	C.A.S.A.	1
Martinete	CA.25000.5	C.A.S.A.	2
Martinete	CA.38200.5	C.A.S.A.	1
Válvula de retención	CA.45000-0001	C.A.S.A.	1
Válvula de bloqueo hidráulico	CA.39600.3	C.A.S.A.	2
Llave de paso	CA.38800.1	C.A.S.A.	1
Válvula de bloqueo hidráulico	CA.26500.3	C.A.S.A.	1



Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad
14. SISTEMA ELECTRICO			
Dinamo-arrancador	23079-005	Lear Siegler	2
Panel de control	51509-002	Lear Siegler	2
Batería	T.B.D.		1
Disyuntor	1231	E.C.E.	1
Relé serie paralelo	A882 DL	Hartman	1
Relé	A 712 W	Hartman	4
Relé	A 703 B	Hartman	2
Relé	A 770 R	Hartman	2
Relé	A 703 E	Hartman	2
Autotransformador	GC-66	Lear Siegler	4
Convertidor	PC-350-1A	Flite-Tronics	3
Sensor de sobrecarga	7236-2-300	KLIXON	4
Sensor de sobrecarga	7235-1-25	KLIXON	3
Sensor	7MC1-201-4	KLIXON	1
Filtro RF	AC.120048	C.A.S.A.	1
SHUNT	185567	Sangamo Weston	2
Relé amplificador de potencia	431-T-26	TELEDYNE	2
Toma de potencia	AN-2552-3A	- -	2
Panel aviso cabina	10-1160-1	Grimes	1
Panel central avisos	1311-04 F	C.A.S.A.	1
Luz "AVISO"	1312-03	C.A.S.A.	2







108

385

Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad
15. SISTEMA DE ILUMINACION			
Faro aterrizaje/rodaje retractil	AC.120162	Grimes	2
Luz posición roja	A 1285-R-7512-24	Grimes	1
Luz posición blanca	AC.120067	Grimes	1
Luz posición verde	A 1285-G-7512-24	Grimes	1
Luz anticolisión	AC.120007	Grimes	2
Lámpara orientable pilotos	A 2277	Grimes	2

16

PROGRAMA C-212 VISA

387

Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad
16. INSTALACION CONTRA-INCENDIOS			
Sistema de detección de incendios			
Detector de hilo continuo	**D.2370/156**	**Graviner**	**2**
Unidad de Control	**193 D**	**Graviner**	**2**
Sistema de extinción de incendios			
Extintor automático	**1167 A**	**Graviner**	**2**
Indicador de descarga	**A,791**	**Graviner**	**2**
Válvula de retención	**CA.259.1**	**C.A.S.A.**	**2**
Extintor manual	**34 H**	**Graviner**	**2**

M.D. 16

PROGRAMA VISA C-212

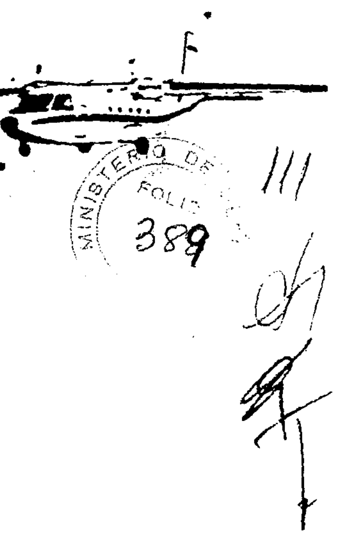
Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad

17. INSTALACION DE CALEFACCION

Válvula	HTE-920004	HITEMP	2
Eyector	212-73263	C.A.S.A.	2

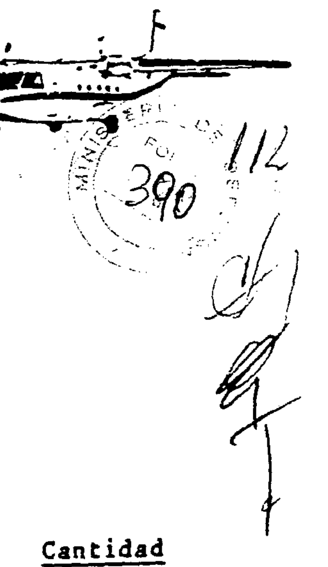
M. D.
16





Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad
18. INSTALACION DE VENTILACION			
Difusor cabina de pilotos	**2368-BASIC**	**WEMAC**	**2**
Toma cabina pilotos	**212-73301**	**C.A.S.A.**	**2**
Toma de aire	**212-73230**	**C.A.S.A.**	**3**
Difusor cabina principal	**2368-BASIC**	**WEMAC**	**28**

M.D.
16



Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad

19. INSTALACION ANTI-HIELO, ANTI-VAHO Y LIMPIAPARABRISAS

Antihielo parabrisas

Parabrisas	212-21000-313.1	C.A.S.A.	1
Parabrisas	212-21000-313.2	C.A.S.A.	1
Regulador de temperatura	AV-12-DP-555-0600-30	Sferic	2

Antihielo hélice (con hélice Dowty)

Kit anti-hielo	65-465-4	Goodrich	2
Kit control anti-hielo	65-465-2	Goodrich	2

Antihielo entrada de aire motor

Distribución	212-53149	C.A.S.A.	2

M. D.
16



Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad

21. INSTRUMENTOS

Motor

- Indicador RPM	8DJ81 CFA 4	G.Electric	2
- Generador RPM	AG-34	Task Corp.	2
- Indicador de tempe ratura E.G.T.	523029	WESTON	2
- Indicador par motor	124.560-1	Kratos	2
- Transmisor de par motor	897331-3	Airesearch	2

Aceite

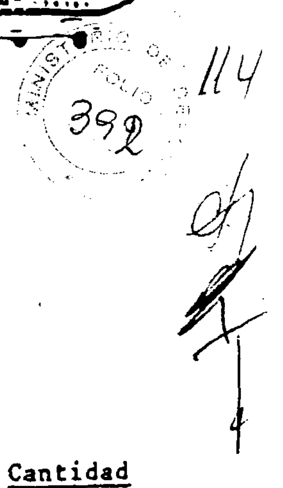
- Interruptor de presión de aceite	8G-693-1	Custom Comp.	2
- Indicador de temperatura de aceite	162 B 243	Lewis Engin.	2
- Transmisor de tempe ratura de aceite	MS 28034-3	Lewis Engin.	2
- Indicador presión aceite	217-08152	Edison	2
- Transmisor presión de aceite	418-00054	Edison	2

M.D. 16

Combustible

- Indicador de cantidad combustible	0401 KID/1	Smiths	2
- Amplificador-cantidad combustible	AC.420035	Smiths	2





Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad
- Aforador capacitivo	GN-341	Smiths	2
- Aforador capacitivo	GN-342	Smiths	2
- Aforador capacitivo	GN-343	Smiths	2
- Aforador capacitivo	GN-344	Smiths	2
- Aforador capacitivo	GN-345	Smiths	2
- Indicador de consumo de combustible	AR-204A-61	Foxboro Co.	2
- Convertidor de frecuencia	PC-610-0172	Foxboro Co.	2
- Transmisor de flujo de combustible	1/2-2-81-224	Foxboro Co.	2
- Indicador presión combustible	CA.420018	Edison	2
- Transmisor presión combustible	418-04014	Edison	2
- Interruptor presión combustible	8G-694	Custom Comp.	2

Oxígeno

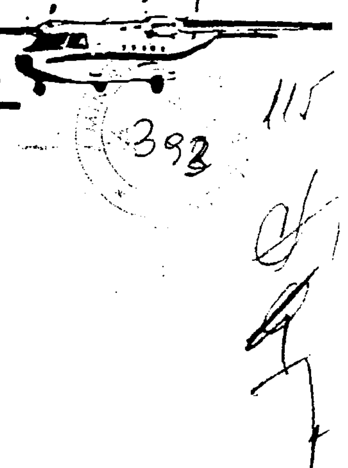
- Manómetro oxígeno	171021-12	Puritan Bennet	1

Vuelo y Navegación

- Reloj	B.13.941.22.28.1A	THOMMEN	2
- Indicador temp. exterior	162.B.48	Lewis Engin.	1
- Bulbo temperatura exterior	54 B 1S	Lewis Engin.	1
- Indicador posición de flaps	4426-419-3	Brion Leroux	1

M.D. 16

PROGRAMA VISA C-212



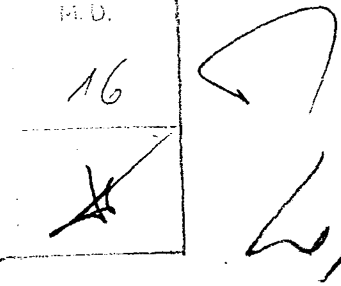
Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad
- Tubo de Pitot	PH 1100-1INV	AERO INVE	2
- Sensor sobrevelocidad	B0700-10006	Astek	1
- Aviso sobrevelocidad	131B(NIA350 20)	Autobat	1

Sistema Hidráulico

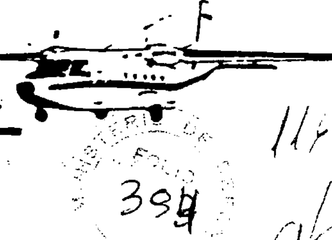
Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad
- Indicador presión hidráulica	IE-4626	Jaeger	1
- Indicador presión freno	IE-4625	Jaeger	1
- Transmisión de presión	HT-4600	Jaeger	2
- Manómetro	PM57 tipo B ($0-250\ kg/cm^2$)	Bourdon	2
- Manómetro	PM57 tipo B ($0-60\ kg/cm^2$)	Bourdon	1

Sistema Eléctrico

Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad
- Amperímetro C.C.	S. 458.3.287	Sangamo	2
- Voltímetro C.C.	S. 458.2.285	Sangamo	1
- Voltímetro	S. 458.2.286	Sangamo	1







Componentes	P.N.	Fabricante	Cantidad
23. CABINA DE PILOTOS			
Asiento piloto	262/1	SICMA	1
Asiento copiloto	263/1	SICMA	1
Cinturón	Bagu FAG-5E	AUTOFLUG	2
Atalaje	Shugu FAG-5D	AUTOFLUG	2
Carrete de inercia	AGB-2A R0103104	AUTOFLUG	2
Carrete de inercia	AGB-2A/L 1108104/5	AUTOFLUG	2
Cenicero	CA.81201.1	C.A.S.A.	2

/16



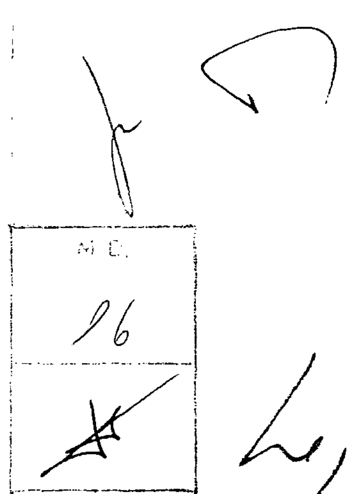
APENDICE II

CATALOGO DE OPCIONALES

En este Apéndice se da una descripción de las opciones introducidas en el avión básico que han sido elegidas para esta versión. Las descripciones de estas opciones son informativas y su total configuración y efecto en peso dependerá de su definición final.

Las opciones han sido clasificadas de acuerdo con los diferentes capítulos de la Especificación.

NOTA: Los P/N indicados en este Apendice son orientativos y se podrán modificar por nuevos requerimientos del Cliente, actualización de equipos, mejoras de sistema o problemas de aprovisionamiento.





INDICE DE OPCIONALES

Sección	Título	Opción Nº	Página
11	SISTEMA DE COMBUSTIBLE		
	Totalizadores de combustible	11-2	AII-4
	Llenado a presión de combustible	11-5	AII-5
14	SISTEMA ELECTRICO		
	Baterías SAFT-4071-2	14-2	AII-6
15	SISTEMA DE ILUMINACION		
	Iluminación cabina de carga	15-2	AII-7
19	INSTALACION ANTI-HIELO		
	Anti-hielo alas y cola	19-1	AII-8
	Sistema limpiaparabrisas	19-2	AII-9
20	INSTALACION DE OXIGENO		
	Instalación fija de oxígeno	20-1	AII-10
	Equipo portátil de oxígeno	20-2	AII-11
21	INSTRUMENTOS		
	Altímetro KOLLSMAN (Ajuste mb.)	21-1a	AII-12
	Anemómetro THOMMEN 5A16.12.27K.A.	21-3	AII-13
	Indicador de viraje ELECTRO GYRO 1234T-100TY	21-4	AII-14
	Brújula magnética MS 17983-2	21-5	AII-15
	Altímetro codificador KOLLSMAN B45152-04-11 (Ajuste mb.)	21-6a	AII-16
	Variómetro	21-8	AII-17
22	AVIONICA		
	Interfono GABLES	22-4	AII-18
	Comunicaciones en HF COLLINS HF-230	22-7a	AII-19
	Comunicaciones en VHF COLLINS VHF-22B	22-8a	AII-20
	Sistema ADF-60A COLLINS	22-12	AII-21
	Sistema ADF-60A COLLINS (segundo)	22-13	AII-22
	D.M.E. COLLINS DME-42	22-14a	AII-23



Sección	Título	Opción N°	Página
22	AVIONICA (Cont.)		
	Transponder COLLINS TDR-90	22-15	AII-24
	Radioaltímetro COLLINS ALT-55B	22-16	AII-25
	Sistema automático de control de vuelo SPERRY SPZ-4500	22-18a	AII-26
	Omega GLOBAL GNS-500A Series 4 (Versión SAR)	22-42b	AII-27
	Omega GLOBAL GNS-500A Series 4 (Versión SAR) (Cont.)	22-42b	AII-28
	Navegación VHF COLLINS VIR-32A (duplicado)	22-43a	AII-29
	Radar meteorológico BENDIX RDR-1400 C	22-32a	AII-30
	Comunicaciones VHF-UHF-AM-FM AN/ARC-182 COLLINS	22-61	AII-31
	Comunicaciones VHF-UHF-AM-FM AN/ARC-182 COLLINS (Cont.)	22-61	AII-32
23	CABINA DE PILOTOS		
	Asiento de tercer tripulante	23-1	AII-33
24	ACONDICIONAMIENTO INTERIOR		
	Acondicionamiento Transporte	24-1a	AII-34
	Kit sanitario ocho camillas	24-5	AII-35
	W.C. en lado derecho	24-11	AII-36
	Compartimento de equipajes	24-15	AII-37
	Asientos civiles	24-21	AII-38
17	SISTEMA DE CONTROL AMBIENTAL		
	Sistema de aire acondicionado por Freon	17-1	AII-39

M.D.
16

PROGRAMA VISA C-212

398

OPCION NO. 11-2

TITULO: Totalizador de Combustible.

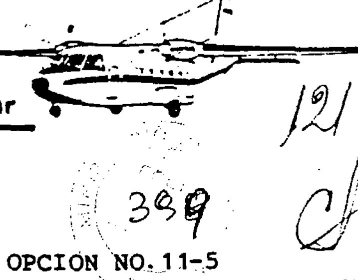
DESCRIPCION: Un totalizador por cada motor podrá ser instalado en la cabina de pilotos, el cual indique la cantidad en libras de combustible total consumido.

MODIFICACIONES: Peso 0,7 kg.

RELACION DE ELEMENTOS: El sistema utilizará:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
2	Totalizadores combust.	AT 204-23	FOXBORO





399

OPCION NO. 11-5

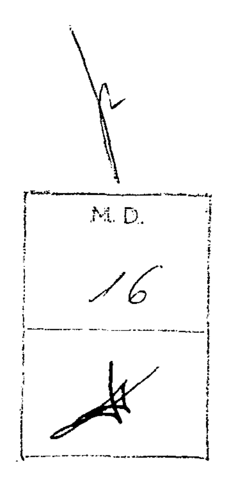
TITULO: Llenado a presión de combustible para los cuatro depósitos.

DESCRIPCION: Esta instalación proveerá al C-212 de la posibilidad de llenado de combustible a presión. El control de llenado se realizará mediante dispositivos eléctricos y mecánicos, que garanticen una continuidad de funcionamiento de forma segura y fiable y cumpliendo los requerimientos aplicables. Llevará un sistema de corte de combustible automático y un sistema de comprobación previa de dicho corte de combustible. Incorporará tambien un sistema de aviso de sobrellenado.

MODIFICACIONES: Peso: 9,5 kg. (20,9 lbs.)

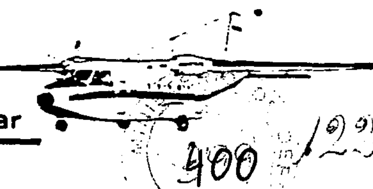
RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Boca de llenado	K97-38-202	ZENITH-AVIATION
2	Válvulas de flotador de llenado	L89C07-251	" "
2	Válvulas de flotador de llenado	L89C07-252	" "
4	Válvula de corte de llenado	ET-14335	" "
4	Interruptores de máximo nivel de combustible	3515000/272	FLIGHT REFUELL.
2	Llaves de paso motorizadas	AV16B2106B	ITT GEN.CONTROLS





PROGRAMA VISA C-212



OPCION NO. 14-2

TITULO: Baterias SAFT-4071-2.

DESCRIPCION: Instalación de dos baterias SAFT-4071-2 de 24V y una capacidad nominal de 40 Ah.

Incluyen sensores de temperatura.

MODIFICACIONES: Peso 72 kg. (158.4 lb).

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
2	Baterias	4071-2	SAFT



OPCION NO. 15-2

TITULO: Iluminación cabina de carga.

DESCRIPCION: El sistema de iluminación de la cabina de carga está formado por siete plafones situados en los techos.

MODIFICACIONES: Peso: 1.62 Kg.(3.56 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
8	Plafones de techo	HE-20-71-2	URIARTE ZAMARRON
16	Lámparas	7529	" "

M. D.
16



OPCION NO. 19-1

TITULO: Antihielo de alas y cola.

DESCRIPCION: Este sistema evitará la acumulación de hielo en los bordes de ataque de alas y cola.

El sistema utilizará aire sangrado del motor para el inflado y desinflado de zapatas de goma pegadas en los bordes de ataque. Dos reguladores de presión mantendrán una presión constante de 18 ± 1 psi en las canalizaciones de distribución a las cinco válvulas eyectoras. Un temporizador regulará la secuencia y el tiempo de energización de las válvulas eyectoras. Un manómetro será instalado en la cabina de pilotos para la medición de presión en las canalizaciones de distribución.

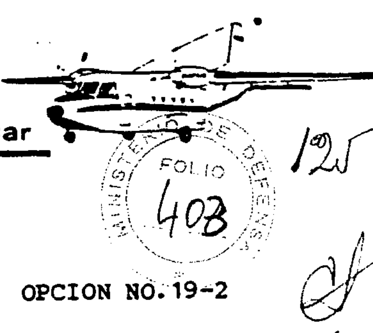
MODIFICACIONES: Peso: 26 kg.(63.8 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS: El sistema estará compuesto de:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
2	Válvulas antirretorno	CA 25600.1	C.A.S.A.
2	Reguladores presión	3D 2372-02	B.F.GOODRICH
5	Válvulas eyectoras	3D 2353-06	"
1	Temporizador	A606-01	C.A.S.A.
1	Transmisor presión	418-04014	EDISON
1	Manómetro	217-05111	"
7	Zapatas de goma	25S-7D5028	B.F.GOODRICH
3	Separadores de agua	44E16-1A	BENDIX
5	Calentadores	01206080	WATLOW
2	Chapas antihielo	212-20030	C.A.S.A.

OBSERVACIONES: Este sistema será necesario para la certificación del avión en vuelos con condiciones meteorológicas de formación de hielo.





OPCION NO. 19-2

TITULO: Sistema Limpiaparabrisas.

DESCRIPCION: Esta instalación constará de un motor eléctrico de alta velocidad conectado mediante una transmisión flexible a dos actuadores que mueven los brazos - limpiaparabrisas.

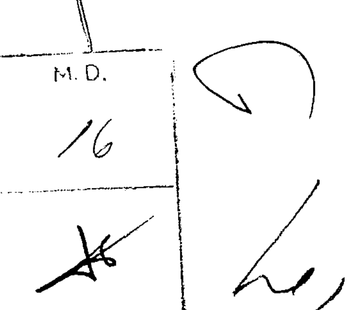
Un conmutador situado en la cabina de pilotos seleccionará dos velocidades del limpiaparabrisas y las posiciones de aparcamiento y desconectado.

MODIFICACIONES: Peso: 4.1 kg.(9.02 lbs.)

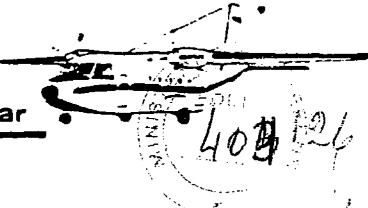
RELACION DE ELEMENTOS: Esta instalación estará compuesta de:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Motor eléctrico	XW20173-M1	ALCO CONTROLS
2	Brazos	XW20343-1330	" "
2	Palas limpiaparabrisas	XW20257-H-14	" "
2	Convertidores	XW20345-315-82	" "
1	Interruptor	XW20574-1	" "
1	Resistencia	W20538-50	" "
1	Mando Flexible	XW20067-2360	" "
1	Mando Flexible	XW20067-1289	" "

OBSERVACIONES: Este sistema será necesario para la certificación del avión en vuelo con condiciones meteorológicas de lluvia.







OPCION NO.20-1

TITULO: Instalación fija de oxígeno.

DESCRIPCION: El sistema de oxígeno utilizará oxígeno gaseoso con regulación por dilución a la demanda y estará destinado para el uso del piloto, copiloto y un posible tercer tripulante.

La botella de oxígeno incorporará un regulador de presión y podrá ser llenada desde el exterior a través de una válvula de llenado. Un manómetro en la cabina de pilotos indicará el estado de carga de la botella.

El sistema estará equipado con máscaras de flujo a la demanda e incorporará un micrófono dinámico de alta frecuencia.

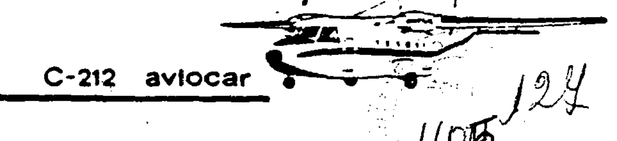
MODIFICACIONES: Peso: 17,5 kg.(38.5 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS: El sistema de oxígeno estará compuesto de los siguientes elementos:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Botella oxígeno con reductor	176201-50	PURITAN-BENNETT
1	Indicador descarga	179001	" "
1	Válvula de llenado	170080	" "
1	Manómetro	171013	" "
1	Llave de paso	170001	" "
3	Tomas de oxígeno	170022	" "
3	Máscaras con micróf.	174144-01	" "







OPCION NO.20-2

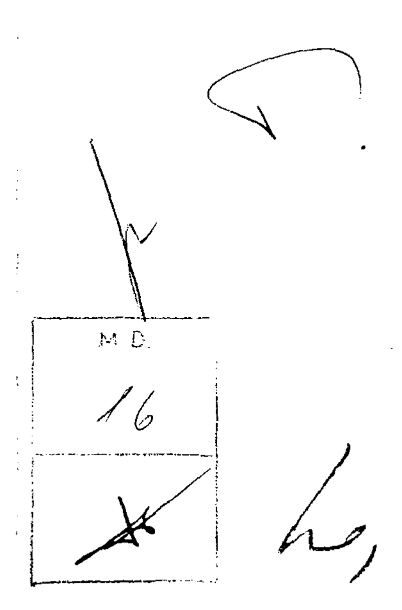
TITULO: Equipo portatil de oxígeno.

DESCRIPCION: Este equipo estará compuesto por dos botellas de oxígeno transportables y cuatro mascarillas de flujo continuo. Cada botella tendrá una capacidad de 312 litros a 14,7 psia 70°F y dispondrá de dos salidas de oxígeno y un manómetro de verificación de carga.

MODIFICACIONES: Peso: 7 kg.(15.4 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS: El equipo estará compuesto de los siguientes elementos:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
2	Botellas transportables	176965-SC-L	PURITAN-BENNET
4	Máscaras de oxígeno	174566-02	" "
2	Soportes	118080	" "
2	Bridas	118081	" "



PROGRAMA VISA C-212

OPCION NO. 21-1a

TITULO: Altímetro Kollsman C45521-10-104 (ajuste en milibares).

DESCRIPCION: Instalación de un altímetro Kollsman C45521-10-104.

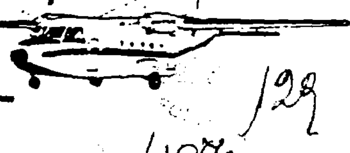
Proporciona indicación de altura barométrica en un margen de -1000 a 35000 pies pudiendo ajustarse la presión a nivel del suelo entre 800 y 1050 milibares.

Cumple los requisitos ARB números B.748, B.4561, B.4604, B.4560, B.3856 y B.3776.

MODIFICACIONES: Peso: 0.74 kg. (1.63 lb.).

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Altímetro	C45521-10-104	KOLLSMAN



OPCION NO.21-3

TITULO: Anemómetro THOMMEN 5A16.12.27 K.00.0.F.

DESCRIPCION: Instalación de un anemómetro THOMMEN 5A16.12.27 - - K.00.0.F.

Proporciona indicación de velocidad de 0 a 270 nudos. Cumplirán los requisitos de la FAA TSO-C2b.

MODIFICACIONES: Peso 0.55 kg. (1.21 lb.) cada unidad.

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
2	Anemómetros	5A16.12.27K.00.0.F	THOMMEN

OBSERVACIONES: La utilización de esta opción es necesaria.

M. D. 16





OPCION NO.21-4

TITULO: Indicador de viraje Electric Gyro 1234T100-TY

DESCRIPCION: Instalación de un indicador de virajes Electric Gyro 1234T100-TY para cada puesto de piloto.

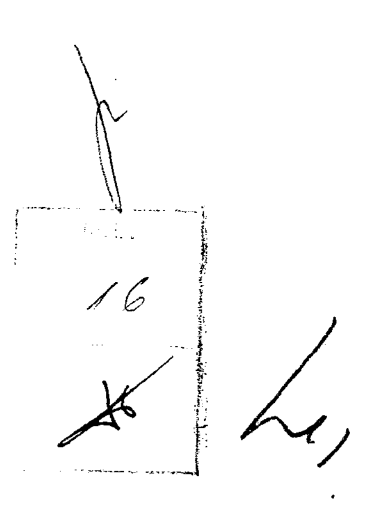
Los giróscopos serán movidos eléctricamente. Tendrán unos márgenes de utilización de -30°C a + 60°C y de -100 pies a 35000 pies.

Cumplirán los requerimientos FAA TSO-C3b Tipo II.

MODIFICACIONES: Peso: 0.62 kg. (1.36 lb.) cada unidad.

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
2	Indicadores de virajes	1234T100-TY	ELECTRIC GYRO





409

OPCION NO.21-5

TITULO: Brújula magnética MS 17983-2.

DESCRIPCION: Instalación de una brújula magnética MS 17983-2

Se utiliza como elemento auxiliar para proporcionar indicación de rumbo.

Dispone de iluminación integrada.

Cumple la especificación MIL-C-5604.

MODIFICACIONES: Peso: 0.3 Kg.(0.66 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Brújula magnética	MS 17983-2	--

M.D.
16



OPCION NO.21-6a

TITULO: Altímetro codificador Kollsman B45152-10-411 (ajuste en mb.)

DESCRIPCION: Instalación de un altímetro codificador Kollsman B45152-10-411.

Proporciona indicación de altura barométrica de -1000 a 50000 pies por medio de una aguja y una ventana digital, enviando una señal codificada ICAO al transponder que equipe el avión.
También provee una salida baro - potenciométrica de referencia para el piloto automático. La señal " code off " desaparece del indicador cuando el codificador está operando.

MODIFICACIONES: Peso: 1.82 kg. (4 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Altímetro codificador	B45152-10-411	KOLLSMAN



133

410

OPCION NO. 21-8

TITULO: Variómetro

DESCRIPCION: Instalación de un variómetro para cada puesto de piloto.

Proporciona lectura directa de la velocidad ascensional o de descenso hasta 4000 pies por minuto.

La escala está expandida en la pequeñas velocidades ascensionales para facilitar su lectura.

MODIFICACIONES: Peso 0.54 kg. (1.19 lbs.) cada unidad.

RELACION DE ELEMENTOS:

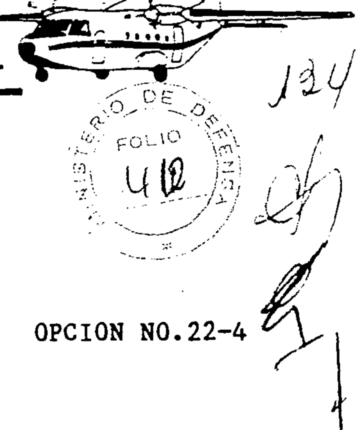
Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
2	Variómetros	AC.420024	-

M. D.

16







OPCION NO.22-4

TITULO: Interfono GABLES.

DESCRIPCION: Instalación de un sistema de interfono GABLES.

El sistema permite la intercomunicación entre los miembros de la tripulación de vuelo en cualquiera de los modos CALL, HOT MIC y GOLD MIC.

Dispone de doce entradas para receptores y tres - para comunicación interior (interfono, servicio y passenger address), permitiendo la selección y - control de cuatro transmisores y tres comunicacio interiores (interfono, servicio y passeger address).

Permite la utilización de cascos con micrófono de carbón y auriculares de alta impedancia o micrófo no dinámico y auriculares de baja impedancia.

MODIFICACIONES: Peso instalado: 13.6 Kg. (30 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
2	Unidades de control de audio	G-6314	GABLES
1	Unidad de conexión de mic.	G-6345	"
1	Amplificador de audio	G-3122-05B	"
3	Microteléfono	H10-36	DAVID CLARK
2	Altavoces	G-5515H	GABLES
1	Monitor de audio	G-6325	"





OPCION NO. 22-7a

TITULO: Comunicaciones en HF Collins HF-230.

DESCRIPCION: Instalación de un equipo de comunicaciones en HF - Collins HF-230, operando en la banda de 2a 22.9999 MHz con 210000 canales espaciados 100 KHz así como operación "simplex" o "semiduplex" en 16 canales - programados.

La potencia de transmisión es 100 w p.e.p. y 25 w de potencia media.

El sistema es conforme con los TSO-C31c y TSO-C32c.

MODIFICACIONES: Peso (instalado): 16 KG (35.21 lb.).

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Transceptor	TCR-230	COLLINS
1	Control	CTL-230	"
1	Amplificador	PWR-230	"
1	Acoplador de antena	AAC-200	"
1	Antena	212-6323	C.A.S.A.

M D.
16





419

OPCION NO.22-8a

TITULO: Comunicaciones en VHF Collins VHF-22B

DESCRIPCION: Instalación de un sistema de comunicaciones en VHF Collins VHF-22B que trabaja en el margen de frecuencias de 116.000 a 151.975 MHz utilizando 120 canales espaciados 50 KHz.

El sistema cumple los requerimientos FAA TSO-C37b y TSO-C38b.

MODIFICACIONES: Peso: 4.26 Kg.(9.37 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

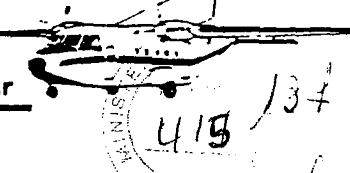
Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Emisor-receptor	VHF-22B	COLLINS
1	Control	CTL-22	"
1	Bastidor	UMT-12	"
1	Antena	37R-2U (AT-1108)	"

R.D.

16







OPCION NO. 22-12

TITULO: Sistema ADF-60A de Collins.

DESCRIPCION: Instalación de un sistema ADF Collins ADF-60A.

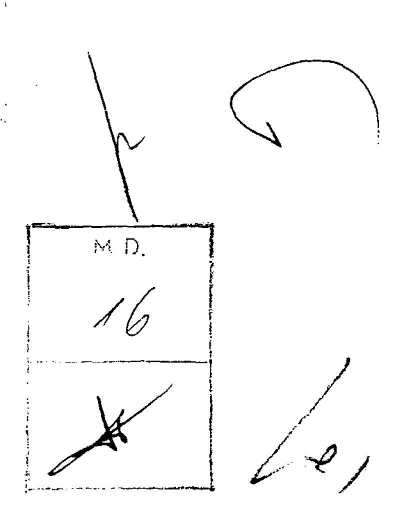
El sistema opera en la banda de frecuencias de 190 a 1749.5 KHz proporcionando información de rumbo a la estación. El control de ADF será para dos frecuencias (DUPLEX).

El sistema cumple los requisitos FAA TSO-C41c.

MODIFICACIONES: Peso: 4.42 Kg.(9.72 lbs.)

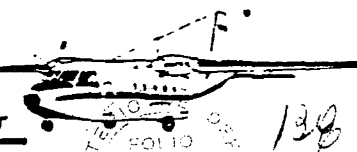
RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Receptor	ADF-60A	COLLINS
1	Bastidor	UMT-12	"
1	Control	CTL-62	"
1	Antena cuadro/Sentido	ANT-60A	"
1	Adaptador de control	CAD-62	"









OPCION NO.22-13

TITULO: Sistema ADF-60A de Collins (segundo).

DESCRIPCION: Instalación de un segundo sistema ADF Collins ADF-60A.

MODIFICACIONES: Peso: 4.42 Kg.(9.72 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Receptor	ADF-60A	COLLINS
1	Bastidor	UMT-12	"
1	Control	CTL-62	"
1	Antena cuadro/Sentido	ANT-60A	"
1	Adaptador de control	CAD-62	"

OPCION NO. 22-14a

TITULO: D.M.E. Collins DME-42.

DESCRIPCION: Instalación de un sistema DME Collins DME-42.

El sistema da la distancia a una estación en tierra en millas náuticas así como la velocidad respecto a tierra y el tiempo a la estación. Se dispone de un indicador repetidor de la distancia a la estación, para el copiloto.

El sistema está controlado desde la unidad de control de navegación VHF.

Cumple los requerimientos FAA TSO-C66b.

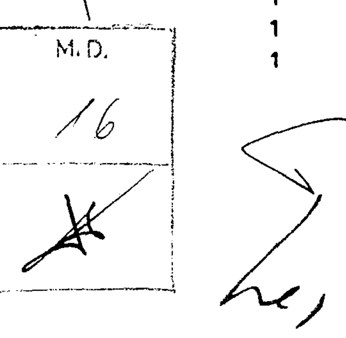
Indicaciones:

- Tiempo a la estación: 0 a 99 minutos.
- Velocidad: 0 a 999 kts.
- Distancia: 0 a 250 MN.

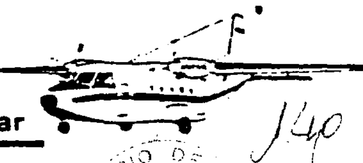
MODIFICACIONES: Peso: 3.45 Kg. (7.59 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Receptor-transmisor	DME-42	COLLINS
1	Bastidor	UMT-13	"
1	Indicador	IND-42A	"
1	Indicador-Repetidor	IND-42C	"
1	Antena	237Z-1	"







OPCION NO.22-15

TITULO: Transponder Collins TDR-90.

DESCRIPCION: Instalación de un sistema de transponder Collins TDR-90.

El sistema opera en los modos A y C disponiendo de 4096 códigos de identificación.

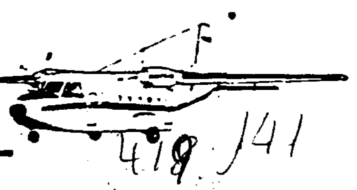
Cumple los requerimientos FAA TSO-C74b o TSO-C 74c.

MODIFICACIONES: Peso: 2.75 kg. (6.05 lb.).

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Transponder	TDR-90	COLLINS
1	Bastidor	UMT-11	"
1	Control	CTL-92	"
1	Antena	237Z-1	"
1	Adaptador de control	CAD-62	"





OPCION NO.22-16

TITULO: Radio-altímetro Collins ALT-55B.

DESCRIPCION: Instalación de un sistema de radio-altímetro Collins ALT-55.

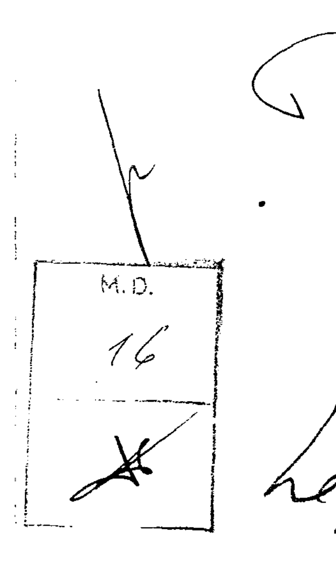
Opera en una frecuencia de 4300 MHz en FM. El margen de medida es de 0 a 2500 ft.

Cumple los requerimientos FAA-TSO-C87.

MODIFICACIONES: Peso: 5.09 kg. (11.20 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Receptor-transmisor	ALT-55B	COLLINS
1	Bastidor	UMT-12	"
2	Indicadores	ALI-55	"
2	Antenas	437X-1	"







OPCION NO.22-18a

TITULO: Sistema de Control Automático de Vuelo SPERRY SPZ-4500

DESCRIPCION: Instalación de un Sistema de Control Automático de Vuelo SPERRY SPZ-4500.

Este Sistema suministra referencia de actitud y rumbo magnético y la información necesaria para vuelo manual en los siguientes modos: ALT, IAS, VS, ALT SEL, HDG, NAV (VOR), LOC, BC, ILS y GO AROUND.

El sistema de Piloto Automático a través de las unidades que lo componen, convierten las indicaciones del Director de Vuelo en señales de mando en señales para las superficies de control del avión, permitiendo de esta manera llevar a cabo un autoguiado - en el modo seleccionado en el Director de Vuelo.

MODIFICACIONES: Peso: 26.13 kg. (57.49 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
2	Gyro vertical	VG.14A	SPERRY
2	Gyro direccional	C.14A	"
2	Valvula de flujo	FX-220	"
1	Compensador dual	CS-412	"
2	ADI	AD-550C	"
2	HSI	RD-550A	"
2	RMI	RH-445	"
2	Control remoto	RI-106	"
1	Computador	FZ-450	"
1	Selector de modos	MS-400	"
1	Control	PC-400	"
3	Servo	SM-300	"
1	Servo de trim	TM-400	"
1	Acelerómetro Normal	AG-222	"
1	Acelerómetro Lateral	AG-450	"
1	Sensor de Datos de Aire	AZ-649	"
1	Preselector de Altitud	AL-200	"





CONSTRUCCIONES AERONAUTICAS, S. A. C-212 aviocar

420 149

OPCION NO.22-42b

TITULO: Omega Global GNS-500A Serie 4. (Version SAR)

DESCRIPCION: Instalación de un sistema de navegación Omega Global GNS-500A Serie 4.

El sistema permite la navegación del avión independientemente de las ayudas de radionavegación clásicas de tierra, operando en la banda de frecuencia - de VLF y utilizando la red mundial de ayudas OMEGA o bien la red de comunicaciones "U.S. Navy Communications".

La sintonía de estas estaciones la realiza el sistema de forma automática de acuerdo con el nivel de - recepción de cada estación.

Pueden ser preseleccionadas hasta 127 puntos asignándoles el piloto una identificación de hasta 5 - letras o números.

El sistema dispone de modos de búsqueda para utilización durante la operación SAR.

El equipo lo pueden controlar desde la cabina de pilotos o desde el puesto del navegante/radarista.

Mediante un selector situado en el tablero de instrumentos al alcance del piloto, se puede acoplar al - - piloto automático que en el modo NAV llevará el avión por la ruta OMEGA seleccionada.

El equipo proporciona una salida digital según ARINC 571 que es utilizada por el radar en el modo "Ground stabilization" y por la cámara AGIFLITE.

El sistema se ajusta a las especificaciones FAA - - TSO-C94.

M. D. 16

MODIFICACIONES: Peso: 22 Kg. (79 lbs.)

.../...



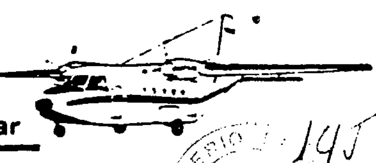
OPCION NO.22-42b

TITULO: Omega Global GNS-500A Series 4. Versión SAR (continuación).

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Receptor-computador	TBD	GLOBAL
1	U.opcional	TBD	"
1	Antena	TBD	"
1	U.de control	TBD	"
1	Sensor Temp.total	TBD	ROSEMOUNT
1	Computador TAS	TBD	I.D.C.





OPCION NO.22-43a

TITULO: Navegación VHF Collins VIR-32A (duplicado).

DESCRIPCION: Instalación de un sistema de VOR Collins VIR-32A. El sistema tiene 200 canales VOR/LOC en la banda de 108.00 a 117.95 MHz y 40 de senda de planeo.

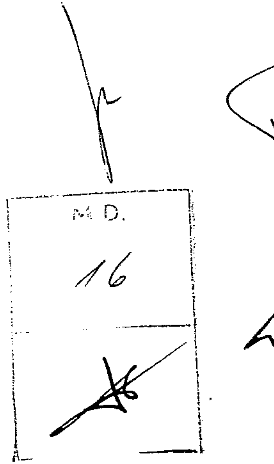
Asimismo incorpora un receptor de balizas.

El sistema es conforme a los requerimientos FAA TSO-C40a, TSO-C36c Clase D, TSO-C34c Clase D y TSO-C35d Clase A.

MODIFICACIONES: Peso: 4.91 kg. (10.8 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
2	Receptores de Navegación	VIR-32A	COLLINS
2	Control	CTL-32	"
2	Bastidor	UMT-12	"
1	Antena de senda de planeo	37P-5	"
2	Antena de VOR/LOC	DMN4-4	DORNE & MARGOLIN
2	Antena de marker	37X-2	COLLINS
2	Adaptador RMI	699Z-1	" (1)





OPCION NO. 22-28

TITULO: Radar Meteorológico BENDIX RDS-82

DESCRIPCION: Instalación de un radar meteorológico BENDIX RDS-82 con una potencia de 1 Kw, operando en la banda X.

Está provisto de los modos meteorológico y "mapping".

El radio de acción es de 190 NM con 6 escalas diferentes: 10, 20, 40, 80, 160 y 240 NM.

Cumple con el TSO-C63c, clase 6 de FAA.

MODIFICACIONES: Peso: TBD

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Transceptor/Antena	RS-181A	BENDIX
1	Indicador	IN-182A	"
1	Bastidor	3605588-0501	"
1	Kit de instalación	3605589-0501	"



147
425

OPCION NO. 22-61

TITULO: VHF-UHF-AM-FM Comunicaciones COLLINS AN/ARC-182

DESCRIPCION: Instalación de un sistema de comunicaciones VHF-UHF AM/FM tipo COLLINS AN/ARC-182.

El ssitema transmitirá y recibirá en amplitud modulada y frecuencia modulada (AM y FM), señales en la gama de frecuencias de 30 a 399.975 MHz en incrementos de 25 KHz de sintonía dentro de la banda de frecuen - cia, y con los siguientes números de canales:

FREC. (MHz)	MODO	Nº DE CANALES
30.000 - 87.975	FM	2320
108.000 - 117.975	AM (Rcp. sólo)	400
118.000 - 155.975	AM	1520
156.000 - 173.975	FM	720
225.000 - 399.075	AM/FM	7000

Cuatro frecuencias más (40.5 MHz FM, 121.5 MHz AM, - 156.80 MHz y 243.00 MHz AM) son posibles y pueden ser seleccionadas automáticamente.

El sistema también proveer señal de ADF en la banda de 108.0 a 173.95 MHz y 225.0 a 300.975 MHz.

El sistema permite la utilización en modo Homing en la banda de 30.0 a 87.975 MHz.

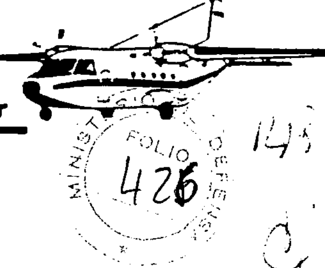
MODIFICACIONES: Peso: 7.57 Kg. (16.65 lbs)

M.D.
16

.../...







OPCION NO. 22-61

TITULO: VHF-UHF-AM-FM, Comunicaciones COLLINS AN/ARC-182 (Continuac.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P/N	Fabricante	
1	Control transceptor	RT-1327A/ARC	COLLINS	
1	Antena	12-190-1	CHELTON	
1	Unidad Lógica	7-5 PIN 14	"	
1	Unidad Homing	7-67-3	"	(1)
1	Indicador Homing	7-26-4	"	(1)
2	Anteans Homing	16-26 B	"	(1)

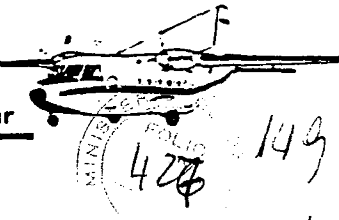
OBSERVACIONES: (1) Se instalan estos elementos cuando se acople al sistema Homing de CHELTON.

M.D.

16







OPCION NO.23-1

TITULO: Asiento de tercer tripulante.

DESCRIPCION: Se introducirá un asiento replegable de doble uso que podrá ser utilizado como asiento de azafata o como asiento de tercer tripulante. Irá equipado - con cinturón de seguridad y tirantes para permitir su utilización en condiciones de aterrizaje de - emergencia.

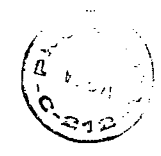
MODIFICACIONES: La estructura de la cuaderna 7 de proa deberá ser reforzada localmente para soportar las condiciones de carga de aterrizaje de emergencia. Peso: 10.5 kg.(23.1 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

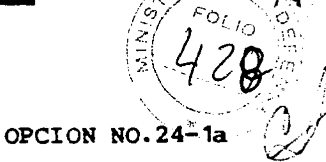
Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Asiento de 3er tripulante	CA.35300.1	C.A.S.A.

OBSERVACIONES: Es requerimiento FAA para volar en Estados Unidos.

M.D.
16







OPCION NO.24-1a

TITULO: Acondicionamiento transporte.

DESCRIPCION: Instalación de un revestimiento interior constituido por guateado flexible en los laterales y por techos de nido de abeja y prepregs. Se dispondrá de insonorización a base de bolsas de fibra de vidrio situadas entre las cuadernas.

MODIFICACIONES: Peso: 116.86Kg. (257.09 lbs.)

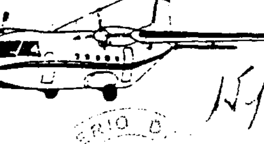
RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
-	Tapizado lateral	212-86620	C.A.S.A.
1	Cortina	212-81349	"
-	Techos	212-86601/86617	"
-	Insonorización	212-87000	"
1	Kit primeros auxilios	AC.820152	-
1	Hacha	212-81358	C.A.S.A.
1	Protección de cables en portalón	212-81269	"

NOTA: Se suministrarán con el avión un juego de anillas de sujeción de carga (16 de 1250 lbs. y 4 de 2500 lbs.).

M.D. 16





429

OPCION NO. 24-5

TITULO: Kit sanitario para ocho camillas.

DESCRIPCION: Instalación de un sistema que permitirá el montaje de ocho camillas en el interior del avión. Ello se logrará usando el CA.38900.1, que podrá ser transportado a bordo del avión con la bolsa CA.38907 - amarrada con sandows sobre la rampa. El Kit se montará en la estructura del avión sobre unas fijaciones en las cuadernas 3, 9/10, 11 y 17 (STA 4670, - STA 6966,6 y STA 8950).

El Kit podrá ir acompañado de dos asientos simples para el personal sanitario y podrá recibir camillas standard OTAN.

MODIFICACIONES: El peso del Kit de 22,2 kg. (48,94 lb.) y el de la bolsa para transportarlo en el avión será - 1,75 kg. (3,86 lb.). No se incluye aquí el peso de las camillas ni de los asientos.

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Kit de ocho camillas	CA.38900.1	C.A.S.A./LMI
1	Bolsa para transporte	CA.38907	C.A.S.A.

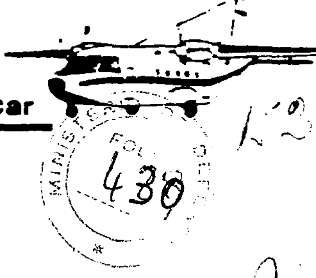
M.D. 16

NOTA: Se entregará un sólo kit en acompañamiento con uno de los aviones.









OPCION NO. 24-11

TITULO: WC en lado derecho.

DESCRIPCION: Instalación entre las cuadernas C7 y C10, en el lado derecho del avión de un aseo desmontable.

MODIFICACIONES: Peso: 21.12 Kg. (46.46 lbs.)

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P/N	Fabricante
1	Aseo desmontable	212-88602	C.A.S.A.



OPCION NO.24-15

TITULO: Compartimento de equipajes.

DESCRIPCION: Se añadirá en la rampa de acceso al avión, situada en el fuselaje posterior, un mamparo desmontable - equipado con paredes laterales y una red de cintas, destinado al transporte de equipajes hasta un máximo de 400 kg. (880 lb.).

MODIFICACIONES: El peso del sistema será de 27 kg. (60 lb.).

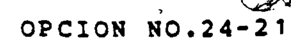
RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
1	Portaequipajes	212-83130.1	C.A.S.A.

M.D.
16







FOLIO 438

OPCION NO.24-21

TITULO: Asientos Civiles.

DESCRIPCION: Asientos civiles, de respaldo fijo, amarrados en los raíles laterales y en los del piso, disponibles como dobles y simples, respectivamente para el lado derecho y el lado izquierdo de la cabina.

MODIFICACIONES: El peso de los asientos será:

	Kg	Lb
Asiento simple	9,4	20,7
Asiento doble	16,5	36,4

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	Fabricante
6	Asiento simple	AVIOINTERIORS
7	Asiento doble	"



OPCION NO.17-1

TITULO: Sistema de Aire Acondicionado por Freon

DESCRIPCION: El sistema constará de dos paquetes independientes tipo ciclo simple de vapor. Cada paquete tendrá un condensador, un vaporizador, un deshumificador. La condensación del flujo se hará a través de un compresor y un condensador. El fluido utilizado es Freon R12.

El aire enfriado se introducirá en la cabina a través de un sistema de distribución. Cada paquete será capaz de suministrar 12.000 Btu/hora.

MODIFICACIONES: Incremento de peso (instalación total): 82 Kg.

RELACION DE ELEMENTOS:

Cant.	Elemento	P.N.	Fabricante
2	Condensador	D1311-1	DYNAMIC AIR
2	Vaporizador	D1411-1A	" "
2	Deshumificador	KD 1220	" "
5	Salida de distribución	KD 1261	CAREY
2	Salida de distribución	2363-503	YEMAC

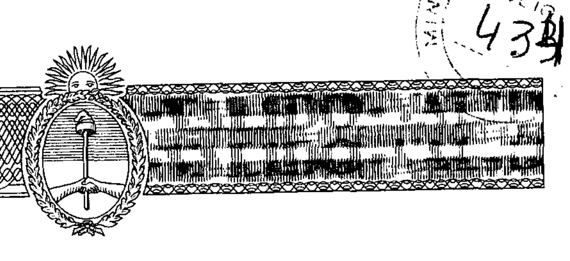
JUAN EDUARDO MOSQUEDA
PREFECTO GENERAL
PREFECTO NACIONAL NAVAL

JAVIER CASAS

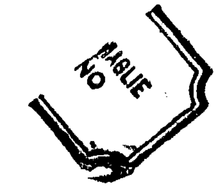




ACTUACION NOTARIAL
LEY 12.990 - RUBRICA



000797901



[illegible] **Adscripto al Registro Notarial 569 ------**

[illegible] **155 -------** fojas, que [illegible]

[illegible] a la vista, doy fe.

[illegible], **12** [illegible] **febrero** [illegible] **88**.

OSCAR JORGE MAGLIE
ESCRIBANO